WIADOMOŚCI TECHNICZNE LOTNICTWA

KWARTALNIK

WYDAWANY PRZEZ DEPARTAMENT AERONAUTYKI M. S. WOJSK., JAKO DODATEK DO „PRZEGLĄDU LOTNICZEGO"

88

TREŚĆ:

ROK II — WARSZAWA, PAŹDZIERNIK — 1934 — Nr. 4

Inż. JERZY TEISSEYRE

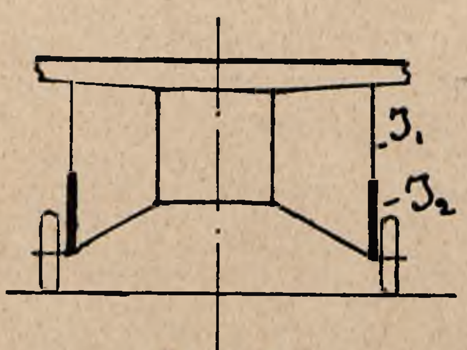
Wyboczenie i gięcie pręta o dwu różnych przekrojach

W praktyce lotniczej często spotykamy się z problemem pręta ściskanego i giętego jednocześnie. O ile wymiary (a zatem i moment bezwładności) takiego pręta wzdłuż jego długości są stale to obliczenie jego nie nasuwa trudności, jakkolwiek sam rachunek może być dość żmudny.

W praktyce jednak często spotykamy się z wypadkiem gdy pręt taki ma zmienny przekrój i to nie w sposób ciągły, lecz skokami. Jako klasyczny taki przykład może służyć goleń pionowa podwozia jakiegokolwiek wolnonośnego górnopłata, przejmująca siły pionowe od podwozia w czasie lądowania i przenosząca je na skrzydło.

Goleń taka zaopatrzona jest zwykle w amortyzator oleopneumatyczny, a zatem składa się z dwuch części o różnym momencie bezwładności, z rury stalowej i z amortyzatora.

Jako typowy przykład rozpatrzymy goleń o dwu różnych momentach bezwładności, ponieważ ten wypadek najczęściej zachodzi w praktyce. Spotykając się często z racji mego zatrudnienia z tego rodzaju problemem, poświęciłem mu nieco pracy, a ponieważ nigdzie w literaturze fachowej nie znalazłem jego rozwiązania, sądzę iż będzie rzeczą korzystną i pożądaną podać jego rozwiązanie do ogólnego użytku.



Rys. 1.

Załóżmy iż mamy goleń pionową samolotu (rys. 1) składającą się z rury stalowej o przekroju F_1 i momencie bezwładności J_1 oraz amortyzatora oleopneumatycznego o przekroju F_2 i momencie bezwładności J_2.

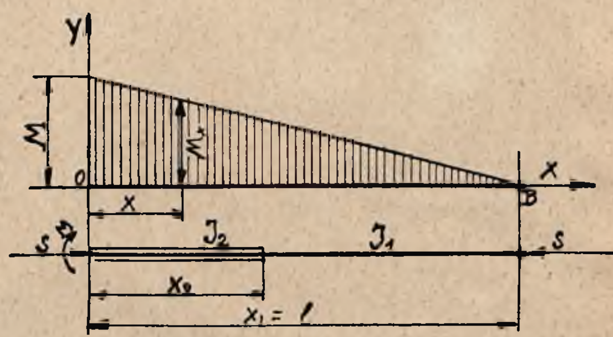
Załóżmy, iż goleń ta jest ściskana siłą osiową „S" oraz gięta na dolnym swym końcu pewnym momentem o wielkości „M" pochodzącym od zahamowanego koła. Wtedy rozkład momentu jest trójkątny jak na rysunku 2. Zamocowanie końca B przygibne. Przyjmijmy na razie dla ułatwienia iż belka ma na całej swej długości pewien stały moment bezwładności „J".

Równanie linji ugięcia takiej belki ma postać:

1) $EJ\frac{d^2y}{dx^2} = + M_x - S\cdot$ " lub ponieważ w myśl rys. 2

$M_x = M\frac{(l-x)}{l}$ otrzymamy:

2) $EJ\frac{d^2y}{dx^2} = M\frac{l-x}{l} - S\cdot y$



Rys. 2.

Ogólna całka tego równania wynosi:

3) $y = A\cos k.x + B\sin k.x + \frac{M}{S}\frac{(l-x)}{l}$

4) gdzie $k = \frac{\alpha\pi}{l}$ a ponieważ $\alpha = \frac{l}{\pi}\sqrt{\frac{SJ}{E}}$ zatem

6) $k = \sqrt{\frac{S}{EJ}}$

Stałe całkowania A i B znajdujemy z warunków krańcowych.

Mianowicie dla $x = 0$ jest $y = 0$

$x = l$ „ $y = 0$

Z tych warunków znajdujemy wprost:

$A = -\frac{M}{S}$ oraz z drugiego równania warunkowego $B = \frac{M}{S}\operatorname{ctg} k.l = \frac{M}{S}\operatorname{ctg}.\alpha\pi$

Ztąd znajdujemy natychmiast równanie na strzałkę ugięcia w dowolnym przekroju.

7) $y = -\frac{M}{S}\cos k.x + \frac{M}{S}\operatorname{ctg} k.l\sin k.x + \frac{M}{S}\cdot\frac{(l-x)}{l}$

8) lub $y = \frac{M}{S}\left(\operatorname{ctg} k.l\sin k\,x - \cos k.x + 1 - \frac{x}{l}\right)$

O wiele bardziej sprawa się komplikuje gdy pręt składa się z dwuch części (rys. 2) o różnych momentach bezwładności przekroju. Wtedy zamiast jednego równania (3)

mamy dla strzałki ugięcia dwa równania, czyli po jednym dla każdej części pręta o momencie bezwładności J_1 lub J_2)

Zatem dla tego wypadku otrzymujemy:

9)
$$y_1 = A_1 \cos k_1 x + B_1 \sin k_1 . x + \frac{M}{S} \cdot \frac{(l - x)}{l}$$
$$y_2 = A_2 \cos k_2 x + B_2 \sin k_2 x + \frac{M}{S} \cdot \frac{(l - x)}{l}$$

Widzimy tutaj, iż dostajemy teraz cztery niewiadome A_1 B_1 A_2 B_2 zamiast poprzednich dwuch A i B dla wyznaczenia których potrzebne nam są cztery równania warunkowe.

Dwa pierwsze z nich będą analogiczne jak poprzednio, czyli dla:

10)
$$x = x_1 = l \text{ jest } y = 0$$
$$x = 0 \quad \text{„} \quad y = 0$$

Jako dwa następne warunki otrzymamy:

11) dla $x = x_2 =$ jest $y_1 = y_2$

Warunek wyrażający, iż w miejscu zetknięcia obu „połówek" pręta musi być równa strzałka ugięcia, oraz warunek ostatni:

12) $$\left(\frac{dy_1}{dx}\right)_{x = x_2} = \left(\frac{dy_2}{dx}\right)_{x = x_2}$$

Wyrażający, iż w miejscu zetknięcia się obu „połówek" pręta posiadają one wspólną styczną.

Stąd otrzymujemy cztery równania warunkowe:

13) $A_1 \cos k_1 l + B_1 \sin k_1 l = 0$

14) $A_2 + \frac{M}{S} = 0$

} na podstawie równań (10)

Na podstawie równania (11) otrzymujemy:

15) $$A_1 \cos k_1 x_2 + B_1 \sin k_1 x_2 + \frac{M}{S} \frac{(l - x_2)}{l} =$$
$$= A_2 \cos k_2 x_2 + B_2 \sin k_2 x_2 + \frac{M}{S} \frac{(l - x_2)}{l} \quad \text{lub też}$$

15a) $A_1 \cos k_1 x_2 + B_1 \sin k_1 x_2 = A_2 \cos k_2 x_2 + B_2 \sin k_2 x_2$

Na podstawie równania (12) otrzymujemy:

$$\frac{dy_1}{dx} = - A_1 k_1 \sin k_1 x + B_1 k_1 \cos k_1 x - \frac{M}{S} \cdot \frac{1}{l}$$
$$\frac{dy_2}{dx} = - A_2 k_2 \sin k_2 x + B_2 k_2 \cos k_2 x - \frac{M}{S} \frac{1}{l}$$

czyli dla $x = x_2$ otrzymamy:

16) $B_1 k_1 \cos k_1 x_2 - A_1 k_1 \sin k_1 x_2 = B_2 k_2 \cos k_2 x_2 - A_2 k_2 \sin k_2 x_2$

Zatem grupując te cztery równania razem, otrzymujemy:

17)
$$\begin{cases} A_1 \cos k_1 l + B_1 \sin k_1 l = 0 \text{ lub } A_1 = - B_1 \operatorname{tang} k_1 l = - m \cdot B_1 \\ A_2 = - \frac{M}{S} \\ B_1 \sin k_1 x_2 + A_1 \cos k_1 x_2 = B_2 \sin k_2 x_2 + A_2 \cos k_2 x_2 \\ B_1 k_1 \cos k_1 x_2 - A_1 k_1 \sin k_1 x_2 = B_2 k_2 \cos k_2 x_2 - A_2 k_2 \sin k_2 x_2 \end{cases}$$

Dwa ostatnie równania możemy napisać w postaci:

18)
$$\begin{cases} B_1 a + A_1 b = B_2 c + A_2 d \\ B_1 k_1 b - A_1 k_1 a = B_2 k_2 d - A_2 k_2 c \end{cases} \quad \text{gdzie:}$$

$$a = \sin k_1 x_2 \quad \| \quad c = \sin k_2 x_2$$
$$b = \cos k_1 x_2 \quad \| \quad d = \cos k_2 x_2 \quad \text{lub}$$

19)
$$\begin{cases} B_1 a - m B_1 b = B_2 c - \frac{M}{S} d \\ B_1 k_1 b + m B_1 k_1 a = B_2 k_2 d + \frac{M}{S} k_2 c \end{cases} \quad \text{lub wreszcie:}$$

20)
$$\begin{cases} B_1 (a - mb) = B_2 c - \frac{M}{S} d \\ B_1 k_1 (b + m a) = B_2 k_2 d + \frac{M}{S} k_2 c \end{cases} \quad \text{zatem:}$$

21) $$B_1 = \frac{c}{(a - am)} B_2 - \frac{M}{S} \frac{d}{(a - mb)}$$

Wartość tę wstawiamy w drugie równanie (20) i otrzymujemy:

$$B_2 \left[\frac{c}{(a - mb)} - \frac{M}{S} \cdot \frac{d}{(a - mb)}\right] k_1 (b + m . a) = B_2 K_2 d + $$
$$+ \frac{M}{S} k_2 c \quad \text{lub}$$

22) $$B_2 \left[\frac{c k_1 (b + m a)}{a - mb} - k_2 d\right] = \frac{M}{S}\left[k_2 c + \frac{d k_1 (b + ma)}{(a - mb)}\right]$$

Z równania tego gdzie występuje już tylko jedna niewiadoma B_2 łatwo jest ją wyznaczyć. Mając ją obliczoną, znajdujemy na podstawie (21) niewiadomą B_1 oraz na podstawie równania (17) niewiadomą A_1. Z tą chwilą zadanie nasze jest właściwie rozwiązane, gdyż możemy w każdem miejscu znaleść strzałkę zgięcia „y", a zatem i moment dodatkowy od siły gnącej.

Przykład.

Aby unaocznić zastosowanie powyższego rachunku przeliczymy dla przykładu dwa wydadki:

1) pręta o przekroju jednostajnym, dla którego mamy następujące dane:

$l = 2500$ mm, $S = 3000$ kg., $J = 15$ cm⁴ $M = 6000$ kgcm stal Nr. 12 $E = 2{,}100{,}000$ kg/cm²

2) pręt o dwu różnych przekrojach dla którego mamy $l = 2500$ mm, $S = 3000$ kg., $x_2 = 1000$ mm przy $J_2 = 30$ cm⁴ $(l - x_2) = 1500$ mm przy $J_1 = 15$ cm⁴ $M = 6000$ kgcm stal Nr. 12 $E = 2{,}100{,}000$ kg/cm²

Dla wypadku pierwszego mamy:

$$y = A \cos k x + B \sin k x + \frac{M}{S} \frac{l - x}{l}$$

$$\alpha = \frac{l}{\pi} \sqrt{\frac{S}{EJ}} = \frac{250}{3{,}14} \sqrt{\frac{3000}{2{,}100{,}000 . 15}} = 0{,}775$$

$$k = \frac{\alpha\pi}{l} = \frac{0{,}775 . 3{,}14}{250} = 0{,}00975$$

$$A = - \frac{M}{S} = - \frac{6000}{3000} = -2$$

$$B = \frac{M}{S} \operatorname{ctg} \nu \pi = \frac{M}{S} \operatorname{ctg} k \,.\, l$$

$$k \,.\, l = 0{,}00975 \,.\, 250 = 2{,}44 \text{ rad.} = 140^0$$

$\operatorname{ctg} 140^0 = -\operatorname{tang} 50^0 = -1{,}19175$ czyli $\operatorname{ctg} k\, l = -1{,}19175$

zatem $B = -2\ (1{,}19175) = -2{,}3835.$

Podstawiając wartości otrzymamy:

$$y = -2 \cos 0{,}00975\, x - 2{,}3835 \sin 0{,}00975\, x + 2\left(\frac{l - x}{l}\right)$$

lub na podstawie równania (8)

$$v = 2\left(-1{,}19175 \sin 0{,}00975\, x - \cos 0{,}00975\, x + 1 - \frac{x}{l}\right)$$

Ustawiamy tabelkę:

$x =$	50	100	150	200	cm.
$0{,}00975\, x$	0.4875	0.975	1,463	1,950	rad.
$0{,}00975\, x$	28^0	56^0	84^0	$111^0\ 40'$	stopnie
$\sin 0{,}00975\, x$	0,47	0,83	0,9945	0,93	
$\cos 0{,}00975\, x$	0,88	0,56	0,104	— 0,37	
$\frac{x}{l}$	0,2	0,4	0,6	0,8	
y	1,28	1,90	1,78	1,075	cm.

Mając znalezione strzałki ugięcia, znajdujemz dodatkowe momenty gnące od siły ściskającej. Momenty te mamy uwidocznione na poniższej tabelce:

X	50	100	150	200	cm.
Mom.	3840	5700	5340	3230	kgcm.

Widzimy iż tutaj momenty dodatkowe wywołane wybaczaniem pręta są bardzo znaczne i równe co do wielkości momentowi hamowania.

Rys 3 przedstawia nam wykres strzałki ugięcia badanego pręta, pod wpływem momentu gnącego i siły ściskającej.

Rys 4 przedstawia nam wykres momentów gnących.

Dla drugiego wypadku, pręta o dwu różnych momentach bezwładności mamy:

$$k_1 = \frac{\alpha_1 \pi}{l} = \sqrt{\frac{S}{EJ_1}} = \sqrt{\frac{3000}{2100000 \,.\, 15}} = 0{,}00975$$

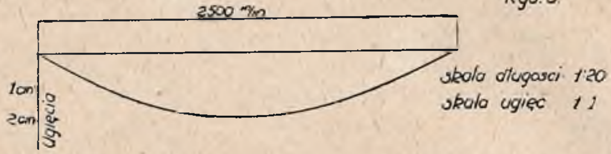
$$k_2 = \sqrt{\frac{S}{EJ_2}} = \sqrt{\frac{3000}{2100000 \,.\, 30}} = 0{,}0069$$

$$A_2 = -\frac{M}{S} = -2$$

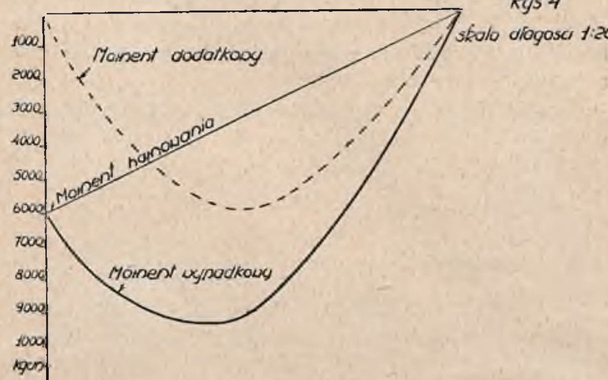
Ponieważ założyliśmy $x_2 = 100$ cm. zatem otrzymamy:

$a = \sin k_1\, x_2 = \sin 0{,}975$ rad. $= \sin 56^0 = 0{,}83$

Rys. 3



Rys 4



$b = \cos k_1\, x_2 = \cos 0{,}975$ rad. $= \cos 56^0 = 0{,}56$

$c = \sin k_2\, x_2 = \sin 069$ rad. $= \sin 39^0\ 30' = 0{,}637$

$d = \cos k_2\, x_2 = \cos 0{,}69$ rad. $= \cos 39^0\ 30' = 0{,}77$

$$m = \frac{\sin k_1\, l}{\cos k_1\, l} = \operatorname{tang} k_1\, l = \operatorname{tang} 0{,}00975 \,.\, 250 = \operatorname{tang} 2{,}44 \text{ rad} =$$

$= \operatorname{tang} 140^0 = -\operatorname{ctg} 50^0 = -0{,}84$ Zatem $m = -0{,}84$

czyli $A_1 = +0{,}84\ B_1$ (równ. 17)

czyli równanie (22) napiszemy teraz w postaci:

$$B_2\left[\frac{0{,}637 \,.\, 0{,}00975\ (0{,}56 - 0{,}697)}{0{,}83 + 0{,}47} - 0{,}0069 \,.\, 0{,}77\right] = 2\left[0{,}0069 \,.\, 0{,}637 + \frac{0{,}0075\ (-0{,}137)}{0{,}83 + 0{,}47}\right] \text{ lub:}$$

$$B_2\left[\frac{0{,}00623\ (-0{,}137}{1{,}3} - 0{,}53\right] = 2\left[0{,}0044 - \frac{0{,}00103}{1{,}3}\right] \text{ lub}$$

w dalszym ciągu

$$B_2[-0{,}000657 - 0{,}0053] = 2\ [0{,}0044 - 0{,}000792] = 2\ (0{,}003618) = 0{,}007236$$

Czyli ostatecznie otrzymujemy:

$$B_2 = \frac{+0{,}007236}{-0{,}005957} = -1{,}212$$

Wstawiając tę wartość w równanie (21) otrzymujemy:

$$B_1 = -1{,}212\,\frac{0{,}637}{1{,}3} - 2\,\frac{0{,}77}{1{,}3} = -0{,}563 - 1{,}182 = -1{,}775$$

Na podstawie równania (17) znajdujemy teraz

$A_1 = -m\, B_1 = -0{,}84 \,.\, 1{,}775 = -1{,}49$

Zatem możemy teraz równania (9) napisać w postaci:

$$y_1 = -1{,}49 \cos 0{,}00975\, x - 1{,}775 \sin 0{,}00975\, x + 2\left(1 - \frac{x}{l}\right)$$

$$y_2 = -2 \cos 0{,}0069\, x\ 1{,}212 \sin 0{,}0069\, x + 2\left(1 - \frac{x}{l}\right)$$

Dla obu części pręta ustawiamy tabelkę:

Część wzmocniona				
x	25	50	100	cm.
$0{,}0069\ x$	0,1725	0,345	0,69	radj.
	$9^0\ 54'$	$19^0\ 45'$	$39^0\ 30'$	stopnie
$\sin 0{,}0069\ x$	0,172	0,338	0,636	
$\cos 0{,}0069\ x$	0,985	0,941	0,77	
$\frac{x}{l}$	0,1	0,2	0,4	
y_2	0,38	0,692	1,11	cm.

Część niewzmocniona				
x	100	150	200	cm.
$0{,}00975\ x$	0,975	1,463	1,95	radj.
	56^0	84^0	$111^0\ 40'$	stopnie
$\sin 0{,}00975\ x$	0,83	0,9945	0,93	
$\cos 0{,}00975\ x$	0,56	0,104	— 0,37	
$\frac{x}{l}$	0,4	0,6	0,8	
y_2	1,108	1,12	0,7	cm.

Mając w ten sposób znalezione strzałki ugięcia (przy $x = 100$ cm. zgadzają się dokładnie dla obu „połówek") znajdujemy dodatkowe momenty gnące, mnożąc ugięcia przez siłę 3000 kg. Zatem otrzymujemy:

x	25	50	100	150	200	cm.
Moment dodatk.	1140	2075	3320	3360	2100	kg/cm.

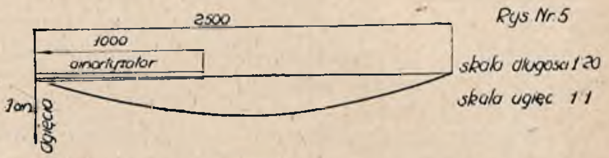
Rys. 5 przedstawia wykres strzałki ugięcia, zaś rys. 6 diagram momentów gnących dla pręta wzmocnionego na długości 100 cm. Jak widać wpływ takiego wzmocnienia (amortyzatorem) na pewnej długości może być znaczny.

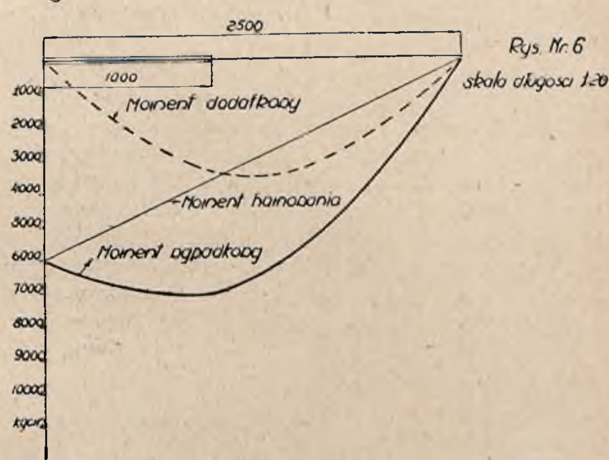
W naszym przykładzie mamy największą strzałkę ugięcia dla pręta niewzmocnionego $y = 1{,}9$ cm., dla pręta wzmocnionego $y = 1{,}2$ cm. Odpowiednie wypadkowe momenty maksymalne są: 9350 kgcm i 7190 kgcm., czyli różnica ok $31{,}5\%$, zaś wobec 6000 kg/cm. momentu początkowego zwiększenie momentu (wskutek siły ściskającej) wynosi w pierwszym wypadku 56%, w drugim tylko 18%.

Chcąc teraz znaleść naprężenia w najniebezpieczniejszym przekroju rury stosujemy równanie

$$\sigma\ \text{wyp.} = \sigma_s + \sigma_g = \frac{S}{F} + \frac{M\ \text{maks.}}{W} \leq \sigma\ \text{dopuszcz.}$$

gdzie σ_s = naprężenie ściskające
σ_g = naprężenie gnące,
F = powierzchnia przekroju pręta
W = moduł oporu przekroju





Ponieważ mamy $J_1 = 15$ cm² przeto przyjmując $D = 5{,}5$ cm. (średnica zewnętrzna rury) otrzymujemy:

$$W = \frac{2\,J}{D} = \frac{30}{5{,}5} \simeq 5{,}5\ \text{cm}^3,\ \text{stąd}\ d = 5\ \text{cm (śred. wewn.)}.$$

zaś $F = 3{,}9$ cm²

Czyli mamy dla wypadku 1-szego.

$$\sigma\ \text{wyp.} = \frac{3000}{3{,}9} + \frac{9350}{5{,}5} = 770 + 1730 = 2500\ \text{kg/cm}^2$$

Ponieważ dla stali Nr. 12 mamy granicę sprężystości 2400 kg/cm² (cały rachunek wykonujemy w granicach sprężystości wzgl. proporcjalności materjału) przeto rura jest nieco za słaba.

Dla drugiego wypadku mamy:

$$\sigma\ \text{wyp.} = \frac{3000}{3{,}9} + \frac{7100}{5{,}5} = 770 + 1290 = 2060\ \text{kg/cm}^2$$ zatem widzimy, iż rura po uwzględnieniu wzmocnienia wywołanego obecnością amortyzatora, okazuje się wystarczająca mocna.

Ponieważ σ łamiące dla stali Nr. 12 wynosi ok. 4000 kg/cm², czyli w drugim wypadku współczynnik pewności wynosi w przybliżeniu

$$\frac{4000}{2060} = 1{,}94$$ co jest w zupełności wystarczające.

Inż. BERNARD SZNYCER

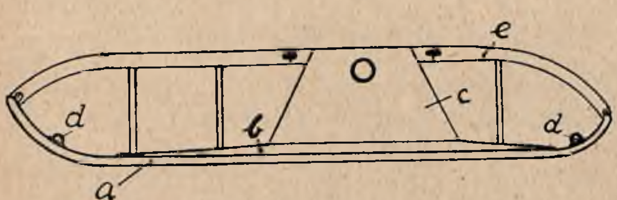
Uwagi o budowie nart lotniczych

Terenem, na którym zebrano u nas bardzo bogaty materjał doświadczalny w dziedzinie nart lotniczych, jest lotnictwo komunikacyjne. Droga, przebyta dotychczas nie była łatwa, ale właśnie trudności, które pokonano, łącznie z dokładną analizą popełnionych błędów, doprowadziły do wystudjowanej pod każdym względem konstrukcji nart, stosowanych dzisiaj przez P. L. L. Lot.

Odróżniamy dwie grupy nart lotniczych: narty zwykłe, zastępujące koła toczne płatowców i narty zamienne, stanowiące zespół z kołami i stosownie do stanu pokrywy śnieżnej lotniska umożliwiające start i lądowanie bądź na kołach, bądź na płozach. W pracy poniższej rozważać będziemy jedynie warunki pracy i konstrukcję nart zwykłych, ponieważ w chwili obecnej poza szeregiem prac teoretycznych i konstrukcji próbnych nie rozporządzamy dostatecznym materjałem doświadczalnym dla grupy nart zamiennych.

Odmianą narty zwykłej, która, zdaniem naszem, stanowić będzie przez dłuższy czas konstrukcję wzorową, jest przyjęty przez P. L. L. Lot, w wyniku długotrwałych prób, typ drewnianej narty kanadyjskiej. Narta taka (rys. 1.) składa się:

z płozy *a*
z nakładki *b*
z wieżyczki z piastą dla czopa podwozia *c*
z okuć dla linek ograniczających i amortyzatora *d*
z owiewków, zmniejszających opór szkodliwy nart w czasie lotu *e*.



Rys. 1

Płoza narty wzmocniona nakładką, przenosi siły pionowe, będące reakcją podłoża śnieżnego, wieżyczka zaś, oprócz ciężaru płatowca przypadającego na nartę, przenosi momenty skręcające przy manewrowaniu płatowca na śniegu, względnie moment skręcający i siłę tnącą w wypadku odrywania nart przymarzniętych podczas pracy silnika przed startem. Zanim jednak przystąpimy do zagadnień statycznych narty lotniczej omówimy, niemniej ważną zdaniem naszem, sprawę jej właściwości ślizgowych w zależności od:

a) stateczności,
b) profilu płozy,
c) kształtu płozy w rzucie na płaszczyznę poziomą,
d) obciążenia jednostkowego powierzchni nośnej.

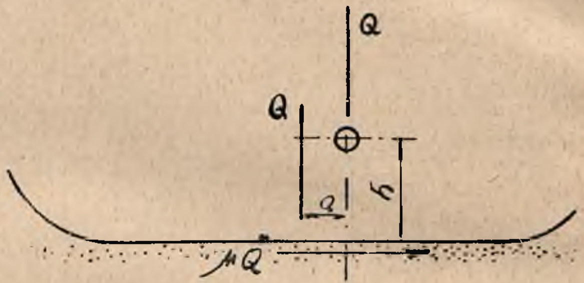
a) Stateczność narty. W czasie ruchu płatowca na ziemi, wskutek tarcia powierzchni ślizgowej narty o śnieg, powstaje w płaszczyźnie styku siła, kręcąca nartę w kierunku, dla obserwatora patrzącego z lewej strony płatowca do przodu, odwrotnym do obiegu wskazówek zegara. Moment tej siły musimy zrównoważyć i w tym celu wieżyczkę z piastą, stanowiącą oś obrotu układu, umieszczamy nie nad środkiem parcia śniegu na nartę, a przesuwamy ku tyłowi powierzchni nośnej. Wielkość *a* tego przesunięcia, dla danej wysokości wieżyczki *h* i przy założeniu równomiernego rozkładu obciążenia jednostkowego powierzchni nośnej wyznaczamy z równania:

$$\mu \cdot Q \cdot h = Q \cdot a$$

skąd

$$\mu h = a$$

gdzie Q — ciężar przypadający na jedną nartę płatowca spoczywającego na „3 punktach",
h — odległość osi piasty od powierzchni ślizgowej,
μ — spółczynnik tarcia narty o śnieg.



Rys. 2

Wielkość przesunięcia *a* zależy jedynie od doboru spółczynnika tarcia μ tem samem zaś od tego ostatniego zależy w dużej mierze rozkład obciążeń na powierzchni nośnej, w razie pracy narty na śniegu o innej lepkości, niż przyjęto przy konstruowaniu. Ponieważ od rozkładu obciążeń zależy kąt natarcia płozy względem powierzchni śniegu, wielkość którego, ze względu na związane z nim opory ruchu, utrzymać musimy w dość wąskich granicach w okolicach 0^0, zastanowimy się szczegółowo nad doborem wartości spółczynnika tarcia μ, w naszych warunkach śnieżnych i klimatycznych.

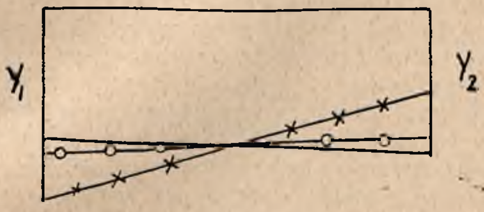
Rzecz prosta, że ścisłe określenie wartości spółczynnika tarcia μ jest niemożliwe, zależy on bowiem od jakości i grubości pokrywy śnieżnej, materjału powierzchni ślizgowej (metal czy drzewo), kierunku słojów, jeżeli podeszwa drewniana nie posiada podbicia metalowego, jej zużycia i t. p.; jak duży jest jednak wpływ zmiany lepkości śniegu na stateczność narty, wykazały badania wykonane zimą r. 1928/9 przez Centralny Instytut Aero-Hydrodynamiczny w Moskwie.

Do doświadczeń użyto nart o następujących danych:
Obc. całkow. jednej narty: 1000 kg.
Obc. jednostk. pow. nośnej: 10 kg/dcm^2.
przesunięcie wieżyczki: 6,5 cm.
odległ. osi piasty od pow. ślizgowej: 45 cm.
stosunek szerokości do długości pow. nośnej: $^1/_7$.

Tabela I zawiera rezultaty doświadczeń. Y_1 i Y_2 oznaczają odpowiednio skrajne wartości obciążeń na początku i końcu pow. nośnej w kg/mb przy założeniu linjowego rozkładu obciążenia bieżącego wzdłuż narty.

Tabela I.

μ \ Y	Y_1	Y_2	Uwagi
0,1	359	396	na rys. 3 linja pełna
0,2	399	358	na rys. 3 linja z kółkami
0,3	522	233	na rys. 3 linja przerywana



Rys. 3.

Narta doświadczalna zaprojektowana była dla $\mu = 0{,}15$ i przy tej wartości spółczynnika tarcia znajduje się podczas pracy w równowadze. Na śniegu o większej lepkości ($\mu = 0{,}3$) rozkład obciążeń jest bardzo niekorzystny, narta posuwa się z dziobem zarytym, co poza zwiększonemi oporami ruchu zwiększa niebezpieczeństwo uszkodzenia jej części przedniej. Przy lepszych natomiast warunkach śnieżnych ($\mu = 0{,}1$) przybiera położenie lekko ukośne z dziobem wysuniętym. Naogół jest to wypadek mniej niekorzystny, niż poprzedni zatem należałoby projektować narty na spółczynnik tarcia nieco większy od przeciętnego dla danych warunków śnieżnych i klimatycznych z tem, że w razie zwiększonej lepkości śniegu tendencjom zarywania dzioba zapobiec można w pewnym stopniu przez zwiększenie naciągu amortyzatora. (Specjalne urządzenie tego rodzaju, pozwalające na regulację naciągu, stosują na płatowcach Fokker Polskie Linje Lotnicze Lot).

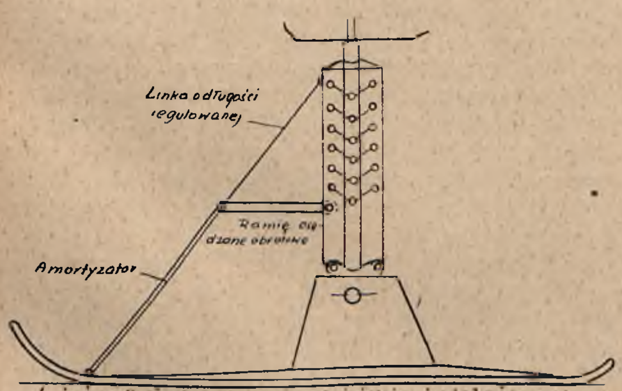
Wychodząc z założenia, że położenie z dziobem wynurzonym jest korzystniejsze od położenia z dziobem zarytym, niektórzy z konstruktorów proponują stosowanie wysokich wartości μ np. 0,4. Jest to jednak wartość za wysoka. Praktyka wykazała, że w naszych warunkach śnieżnych i klimatycznych, dla nart drewnianych, smarowanych, bez podbicia metalowego μ waha się w granicach od 0,25 do 0,3, z podbiciem zaś, w tych samych warunkach jest nieco mniejsza. Doskonałe bowiem warunki śnieżne spotyka się w naszym klimacie (na równinach) stosunkowo rzadko, z drugiej zaś strony w okresie wiosennym, przy niezbyt zazwyczaj dużej grubości pokrywy śnieżnej okres śniegu lepkiego $\mu \simeq 0{,}4$ trwa krótko i praktycznie nie odgrywa roli. Narta zaprojektowana dla śniegu lepkiego ($\mu = 0{,}4$) może w przeciętnych warunkach śnieżnych uniemożliwić start płatowca, na skutek hamującego działania zarytego w śnieg jej tyłu, zwiększenie obc. jednostkowego wskutek zmniejszenia powierzchni nośnej o jej część wynurzoną i wreszcie przez powstanie składowej poziomej parcia śniegu przy niekorzystnem kącie natarcia płozy, jak tego zresztą dowiodło doświadczenie.

Na zasadzie rozważań powyższych możemy przyjąć, że najwłaściwszym dla naszych warunków jest spółczynnik tarcia

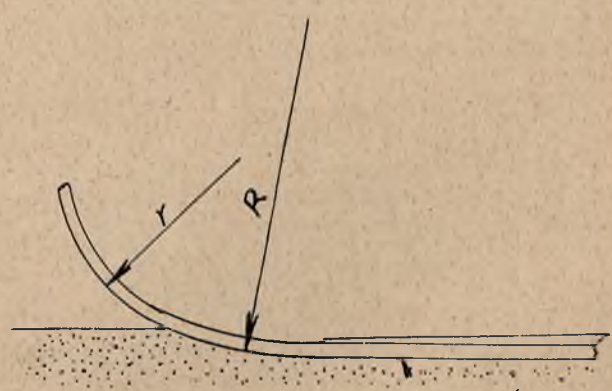
$$\mu = 0{,}3.$$

Jest to bowiem wielkość, która przy lepszych warunkach śnieżnych nie spowoduje zbytniego wynurzania dzioba, zaś w gorszych nie spowoduje niebezpiecznego zarywania części przedniej narty, zwłaszcza wobec możności regulacji naciągu amortyzatora.

b) Profil płozy. Dziób narty powinien ubijać warstwę śniegu, na którą stopniowo wślizguje się pozostała część płozy. W tym celu przejście między dziobem a pozostałą częścią powierzchni nośnej winno być jaknajłagodniejsze. Najkorzystniejsze jest ukształtowanie dzioba przy pomocy dwu krzywizn, przyczem mniejsza krzywizna stanowi przejście między powierzchnią ślizgową (płaska część pow. nośnej) a dziobem, zakreślonym promieniem mniejszym. Taki kształt zapewnia łagodne przejście od dzioba do powierzchni ślizgowej a zarazem zmniejsza jego długość, co jest korzystne zarówno ze względów wytrzymałościowych, jak i wagowych.

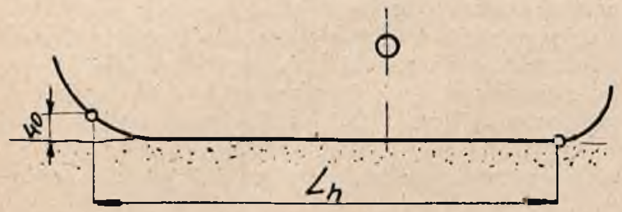


Rys 4



Rys 5

Dziób narty prasuje warstwę śniegu, co za tem idzie powierzchnia ślizgowa jest zanurzona pod poziom pokrywy śnieżnej lotniska. Zanurzenie to wynosi średnio 4 cm.*) Ponieważ, jak z tego wynika, ze śniegiem styka się, doznając reakcji z jego strony, nie tylko powierzchnia ślizgowa, ale i część zanurzona dzioba, przeto do powierzchni nośnej będziemy zaliczali i część dzioba, aż do przekroju, który jest oddalony od stycznej do pow. ślizgowej o 40 mm. Wobec tego długością nośną narty nazywać będziemy długość płozy, mierzoną od ostatniego punktu pow. ślizgowej, dotykającego ubitej warstwy śniegu do tego punktu dzioba w przekroju osiowym, który wznosi się na wys. 40 mm. ponad styczną do pow. ślizgowej. Oznaczać ją będziemy przez L_n



Rys. 6

c) Kształty płozy w rzucie na płaszczyznę poziomą.

Ukształtowanie płozy w rzucie na płaszczyznę poziomą bywa zazwyczaj prostokątne, albo trapezowe, zbliżone do prostokątnego. Kształt trapezowy jest korzystniejszy od prostokątnego, daje bowiem pewne korzyści wytrzymałościowe (zwiększenie szerokości dzioba u podstawy) zmniejsza straty tarcia krawędzi bocznych, a pozatem przy zastosowaniu owiewków, zmniejszających opór powietrza, polepsza ich właściwości aerodynamiczne. Koniec i przód narty ograniczone są ścięciami, zakreślonemi promieniami.

Poprzednio określiliśmy pojęcie długości nośnej L_n a tem samem i powierzchni nośnej S, którą mierzymy podobnie, to znaczy od ostatniego przekroju płozy dotykającego do pow. śniegu do tego przekroju dzioba, który wznosi się o 40 mm. nad pow. ślizgową. Obecnie określimy pojęcie szerokości średniej. Szerokością średnią nazywać będziemy iloraz

$$B_{śr} = \frac{S}{L_n}$$

Stosunek długości nośnej do szerokości średniej ma duży wpływ na własności ślizgowe i konstrukcję narty. Nazywać go będziemy wydłużeniem i oznaczać λ

$$\lambda = \frac{L_n}{B_{śr}}$$

W praktyce spotykamy narty o wydłużeniach od 3,5 do 7, ostatnio jednak widać tendencje do budowy nart o wydłużeniach średnich, około 4. Doświadczenia wykonane przez P. L. L. Lot wykazały, że *ceteris paribus*, narty tego typu, w porównaniu z nartami o wydłużeniach dużych, np. 7, są:

1) Korzystniejsze wytrzymałościowo, gdyż dają mniejsze momenty gnące w przekrojach niebezpiecznych płozy i mniejsze momenty skręcające wieżyczkę przy manewrowaniu.

2) Elastyczniejsze w kierunku poprzecznym, co jest ważne zwłaszcza dla nart do płatowców o podwoziach bez osi.

3) Korzystniejsze technologicznie ze względu na mniejszą długość desek.

4) Mniej zapadają w śnieg, przez co:

a) umożliwiają stosowanie większych obciążeń jednostkowych,

b) znacznie ułatwiają manewrowanie na śniegu.

Wadą tego typu nart jest nieco mniejsza elastyczność podłużna i zwiększone opory ruchu (związane z ubijaniem szerszej warstwy śniegu), ale wobec licznych zalet, wśród których wymieniona wyżej łatwość manewrowania odgrywa nienajmniejszą rolę, nowe „Warunki Techniczne" winny wpłynąć na konstruktorów w kierunku stosowania wydłużeń średnich, ograniczając zakres λ w granicach

$$4 < \lambda < 5.$$

d) Obciążenie jednostkowe powierzchni nośnej. Obciążeniem jednostkowym p nazywamy stosunek ciężaru przypadającego na jedną nartę podczas spoczynku płatowca na „trzech punktach" do jej powierzchni nośnej:

$$p = \frac{Q}{S} \ \text{kg/dcm}^2$$

Własności ślizgowe narty i zdolność płatowca do manewrowania na ziemi polepszają się wraz ze zmniejszeniem obciążenia jednostkowego. Jednak wzrost wagi i oporów szkodliwych w locie stawia kres stosowaniu zbyt małych obciążeń. Doświadczenie wykazało, że istnieje optimum

$$p \simeq 10 \ \text{kg/dcm}^2$$

Obciążenia takie traktować należałoby jako zalecane z tem, że odstępstwa od tej wielkości dozwolone są w pewnych granicach ($\pm$ 15%) ze względu na przeznaczenie płatowca. Przepisy z czerwca r. ub. wyznaczają większą obc. jednostkowe dla płatowców bombardowania nocnego, niż dla myśliwskich. Jest to zdaniem naszem niesłuszne, gdyż dla maszyny o wadze 5000 kg, i stosunkowo małej szybkości, nieco większa waga i powierzchnia szkodliwa narty nie odgrywa tak dużej roli, jak u szybkiej i zwrotnej, o małem obciążeniu użytecznem maszyny pościgowej. Natomiast dobre własności ślizgowe są bardzo wskazane ze względu na nocny start. Z drugiej zaś strony, dla płatowców szybkich, gdzie, jak już zaznaczyliśmy, opory i waga narty mają znacznie większy wpływ na wyczyny, należałoby je zmniejszać nawet kosztem własności ślizgowych, tembardziej, że zwiększone przez nieco głębsze zapadanie w śnieg (przy obc. jedn., np. 12 kg/dcm²) opory ruchu, będą z łatwością pokonane przez duży nadmiar mocy stosowany zwykle w maszynach myśliwskich.

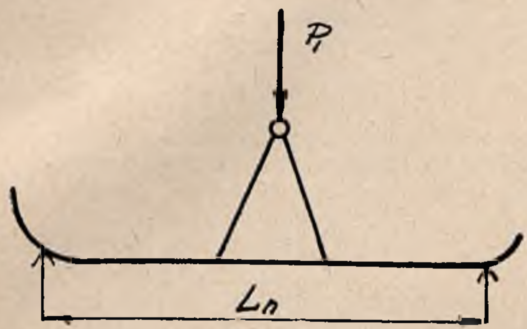
*) „Tiechnika Wozdusznago Fłota" V — 31 r.

Przechodzimy z kolei do zagadnień wytrzymałościowych nart. Rozpatrywać będziemy warunki pracy i dobór spółczynników bezpieczeństwa dla płozy, wieżyczki i linek ograniczających.

Płoza. Zasadniczo płozę traktować należy jako belkę wspartą na podłożu sprężystem i obciążoną siłą skupioną. Ten sposób rachunku jest dosyć uciążliwy, dlatego zastąpimy go wypadkiem teoretycznie mniej właściwym, jednak dającym jak wykazało doświadczenie, zupełnie zadawalające rezultaty. W tym celu przyjmiemy, że narta podparta jest na początku i końcu powierzchni nośnej i obciążona w osi wieżyczki siłą skupioną P (rys. 7), przyczem:

$$P_1 = n_1 \cdot Q \text{ kg.},$$

gdzie n_1 spółczynnik bezpieczeństwa, zaś Q obciążenie, przypadające na 1 nartę w położeniu na „3 punktach".



Rys. 7.

W rzeczywistości wypadek taki nigdy prawie nie zachodzi, przeto przy wyborze spółczynnika bezpieczeństwa kierować się należy następującemi względami:

1) Praktyka wykazała, że wytrzymałość płozy zależy w większej mierze od równomiernego rozłożenia materjału wzdłuż i wpoprzek powierzchni nośnej (t. j. unikania wszelkich skoków w przekrojach) oraz sposobu klejenia desek płozy i nakładki, niż od obfitości przekrojów z punktu widzenia wysokich spółczynników bezpieczeństwa. Podczas pracy bowiem, płoza narty oprócz obciążenia statycznego, przenosi obciążenia dynamiczne wskutek uderzeń przy lądowaniu i o ciała twarde znajdujące się w śniegu. Prawie wszystkie pęknięcia płóz naszą charakter przełomów dynamicznych i zachodzą w miejscach raptownej zmiany przekroju.

2) Zbyt mocna narta jest mało elastyczna, co powoduje przenoszenie szkodliwych wstrząsów i drgań z narty na podwozie płatowca.

Na zasadzie doświadczenia możemy stwierdzić, że prawidłowo z punktu widzenia obciążenia dynamicznego skonstruowana płoza, może mieć w wypadku obciążenia siłą skupioną i podparcia na początku i końcu powierzchni nośnej, spółczynnik bezpieczeństwa (na zrywanie)

$$n_1 = 1{,}8.$$

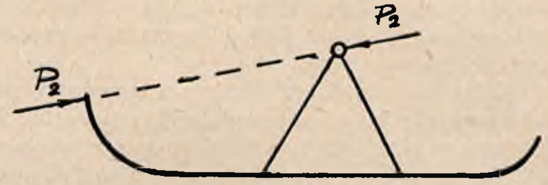
Obliczenia płozy na obciążenia lokalne (np. przy przetaczaniu przez próg hangaru) nie jest konieczne. Wyjątek stanowią pod tym względem narty metalowe o dnie z cienkiej blachy, wspartem o kratową konstrukcję dźwigarów, dla których obciążenia takie mogą spowodować znaczne odkształcenie lokalne. Ponieważ zasadniczo nie przewiduje się budowy nart metalowych w najbliższej przyszłości przeto warunku tego rozważać nie będziemy.

Przód płozy. Część przednią płozy obliczać trzeba na złamanie siłą

$$P_2 = n_2\, Q \text{ kg.}$$

przyłożoną do skrajnego punktu dzioba (rys. 8). Linja działania tej siły przechodzi przez oś piasty wieżyczki. Spółczynnik bezpieczeństwa dla tego wypadku

$$n_2 = 1{,}5$$



Rys. 8.

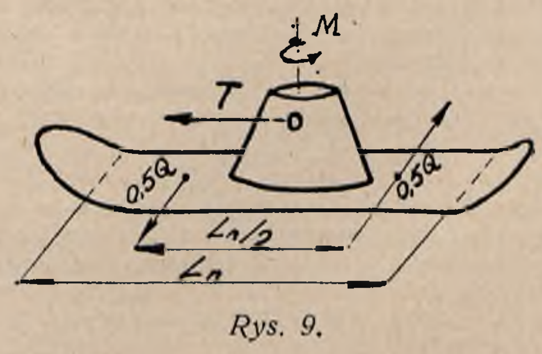
Wieżyczka narty. Określenie warunków pracy i wytrzymałości wieżyczek wymaga starannego rozpatrzenia; zdania konstruktorów na ten temat są bardzo rozbieżne.

Jak już zaznaczyliśmy wieżyczka narty przenosi obciążenia skręcające przy manewrowaniu płatowca na ziemi i w wypadku odrywania nart przymarzniętych. Zanim jednak przystąpimy do liczbowego ujęcia obu tych wypadków musimy zaznaczyć, że wytrzymałość wieżyczki jest ograniczona wytrzymałością podwozia. W razie bowiem przymarznięcia przed startem jednej narty, co często się zdarza przy silnych mrozach, może gwałtowne otwarcie gazu przez pilota spowodować zniszczenie całego podwozia. W tym wypadku wieżyczka narty powinna odgrywać rolę członu bezpieczeństwa przeznaczonego na zerwanie.

a) Przy obliczaniu obciążenia skręcającego wieżyczkę przy manewrowaniu, wychodzimy z założenia, że jest ono spowodowane przez siłę tarcia płozy o śnieg, przyczem dla ruchu poprzecznego przyjmujemy $\mu = 0{,}5$ (uwzględniamy rowki prowadzące, opór krawędzi podcinających śnieg i t. p.) (rys. 9). Moment tej siły względem osi pionowej wieżyczki będzie w przybliżeniu:

$$M^1 = \frac{0{,}5 \cdot Ln \cdot Q}{2} \text{ kg.}$$

gdzie Ln długość nośna w m.



Rys. 9.

Wzór ten daje obciążenie zrywające

$$M_{zr} = 0{,}45 \,.\, L_n \,.\, Q \,.$$

Spółczynnik bezpieczeństwa dla tego wypadku przyjęliśmy $n_3 = 1{,}8$. W rzeczywistości jest on większy, gdyż w praktyce narta nigdy nie wykonywa obrotu dokładnie względem swej osi. Wzór ten odpowiada w przybliżeniu ostatnim przepisom sowieckim (z maja 1933 r.), gdzie:

$$Mzr = 0{,}35 \,.\, k \,.\, L_n \,.\, Q$$

gdzie k jest spółczynnikiem zależnym od smarowania, np. dla nart niesmarowanych $k = 1$.

W przepisach wymienionych poza momentem skręcającym wieżyczka obciążona jest jeszcze siłą tnącą równą ciągowi śmigła na miejscu.

b) Obliczenie zrywające narty przymarzniętej przeprowadzamy zakładając, że przymarznięta jest tylko jedna narta, a zrywanie jej następuje w ten sposób, że mechanicy unoszą ogon płatowca i poruszają kadłub w obie strony. Ponieważ przeciętnie jeden człowiek unosi 50 kg, zaś siła poprzeczna wywierana przez niego wynosi ca 20 kg., przeto całkowita siła poprzeczna wywierana przez wszystkich wynosi:

$$R = \frac{0{,}2 \,.\, Q \,.\, 20}{50} kg.$$

czyli

$$R = 0{,}08 \; Q \; kg$$

gdyż przeciętnie na ogon płatowca przypada 0,1 wagi całkowitej.

Moment tej siły względem osi wieżyczki otrzymamy, mnożąc siłę R przez długość kadłuba płatowca, stąd

$$M^2 = 0{,}08 \,.\, Q \,.\, l \;\; kg/m\,,$$

gdzie l długość kadłuba od ogona do podwozia w m.

W przybliżeniu możemy moment ten obliczyć dla grup płatowców ze względu na ich wielkość. W założeniu, jak uprzednio, spółczynnika bezpieczeństwa $n_3 = 1{,}8$ otrzymamy następującą tabelę, dla obciążeń niszczących.

Tabela II.

Rodzaj płatowca ciężar całk.	Szkolne i sport. do 1000 kg.	Towarzysz. myśliwskie do 1500 kg.	Wywiadow. do 2000 kg.	Bombard. do 5500 kg.
M mkg.	0,6 Q	0,8 Q	0,9 Q	1,2 Q

Dla bezpieczeństwa przyjmujemy, że silnik pracuje na pełnym gazie, dochodzi więc jeszcze obciążenie siłą tnącą, równą ciągowi śmigła.

Stare przepisy sowieckie, jak również zeszłoroczne przepisy I. B. T. L. podawały wzór ten w postaci

$$M_{zr} = 0{,}8 \, Q \;\; mkg.$$

bez uwzględnienia różnic w wymiarach płatowców.

Wyniki otrzymane przez porównanie obciążeń skręcających w wypadku a) i b) dają bardzo zgodne rozwiązania, np. dla płatowca Fokker F. VII 3 m, przy długości narty $L_n = 2{,}60$ m. i $Q = 2300$ kg. otrzymujemy:

wg. a) . . . . . $M_1 = 0{,}45 \,.\, 2{,}6 \,.\, 2300 = 2680$ kgm.

wg. b) . . . . . $M_2 = 1{,}2 \,.\, 2300 = 2760$ kgm.

dla płatowca myśliwskiego zaś, przy $L_n = 1{,}6$ m i $Q = 700$ kg.:

wg. a) . . . . . $M_1 = 0{,}45 \,.\, 1{,}6 \,.\, 700 = 500$ kgm.

wg. b) . . . . . $M_2 = 0{,}8 \,.\, 700 = 560$ kgm.

Wypadek b) daje obciążenie nieco większe od wypadku a), przeto przy układaniu projektu przepisów, zdaniem naszem należy się nim posługiwać. W obu wypadkach wieżyczka obciążona jest siłą tnącą odpowiadającą ciągowi śmigła.

c) Obliczenie wieżyczki na uderzenie boczne. Wieżyczka obciążona jest momentem gnącym

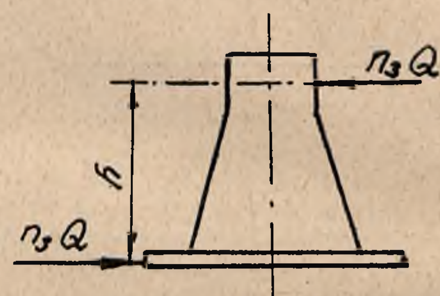
$$M_3 = n_4 \,.\, Q \,.\, h \;\; kgm.,$$

gdzie h wysokość wieżyczki w m.

Spółczynnik bezpieczeństwa dla tego wypadku

$$n_4 = \frac{V}{55}$$

gdzie V szybkość lądowania w km/godz., rys. 10.



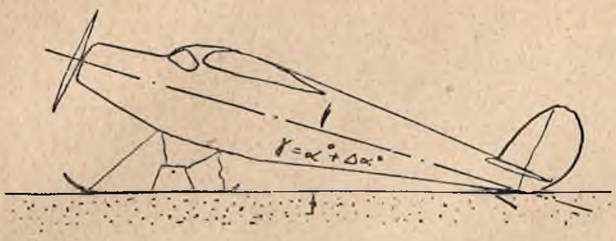
Rys. 10.

Siły są w tym wypadku skierowane prostopadle do płaszczyzny symetrji narty, siła działająca na podeszwę może być rozłożona wzdłuż jej długości nośnej, działająca zaś na wieżyczkę musi być przyłożona w osi piasty.

d) Obliczenie wieżyczki na zmiażdżenie. Wieżyczka wytrzymać musi obc. pionowe równe 5 Q. Dla wieżyczek pełnych, drewnianych, wypadek ten sprowadza się do przeliczenia na docisk do drzewa powierzchni panewek piasty.

Linki ograniczające. Celem linki ograniczającej przedniej jest ograniczenie ruchu obrotowego narty w kierunku, który dla obserwatora umieszczonego w osi symetrji płatowca i patrzącego na nartę lewą, będzie zgodny z obiegiem wskazówek zegara. Kierunek ten będziemy nazywali dodatnim.

Kąt γ, który narta tworzy w końcowym położeniu dodatnim z równoległą do linji lotu, przechodzącą przez oś obrotu, zależy od kąta α, jaki oś podłużna płatowca tworzy z terenem podczas spoczynku płatowca na „trzech punktach". Uwzględniając możliwość pęknięcia, lub zapadnięcia w śnieg płozy ogonowej (w wypadku nie zaopatrzenia jej w nartę ochronną) musimy kąt α zwiększyć o $\Delta\alpha$.



Rys. 11.

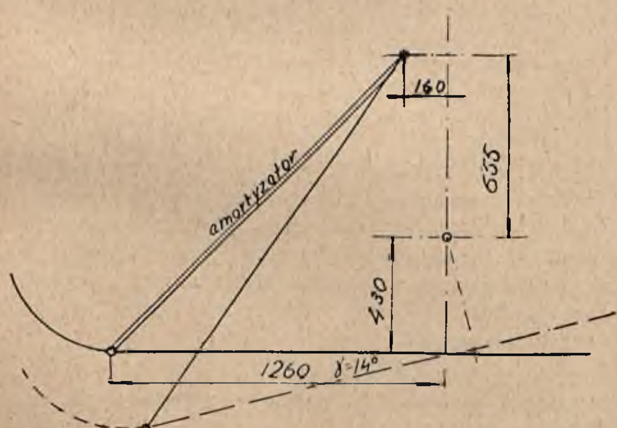
Przy obliczaniu linki ograniczającej siły naciągu amortyzatora nie uwzględniamy. Zakładamy gwałtowne wychylenie narty ze stanu równowagi w kierunku dodatnim, podczas wyskoku z lotu nurkowego. Na nartę działają:

a) siły bezwładności,

b) siły aerodynamiczne,

c) siły odporu linki ograniczającej.

Suma momentów tych sił musi być równa zeru. Ponieważ jednak linka jest ciągliwa i pod wpływem obciążenia wydłuża się, powodując tem samem przyrost momentów od sił aerodynamicznych, przeto sprawdzić musimy, czy równowaga zachodzi w granicach wytrzymałości linki. Zdarza się bowiem dość często, że układ jest niestateczny, co może być powodem ciężkich wypadków. Zilustrujemy to na przykładzie liczbowym, sprawdzając obliczenie linki dla płatowca Fokker F. VII 3 m. zamontowanej wg. rysunku.



Rys. 12.

Obliczenie metodą zwykłą (moment od sił bezwładności dla przyśpieszenia $a = 5$ g, plus moment oporu powietrza wg. danych I. A. dla narty kanadyjskiej) dało z półtorakrotnem bezpieczeństwem siłę rozrywającą linkę $Rn = 475$ kg. i odpowiedni dla tej siły kabel ze stali tyglowej o średnicy $D = 3$ mm. Obliczenie natomiast ścisłe, polegające na uwzględnieniu wzrostu momentów aerodynamicznych, spowodowanego odkształceniem linki w myśl prawa Hooka, dało następujące rezultaty:

Tabela III.

Momenty od oporu powietrza i sił bezwładności.
gdzie M = mom. aerod., Mc = mom. całkow.

i^0	14,0°	14,5°	15°	15,5°	16°
Cm *)	2,1	3	3,3	3,62	3,85
M kgm	113	124	136,3	146,5	159
Mc kgm	144,4	155,4	167,6	180,2	190,4

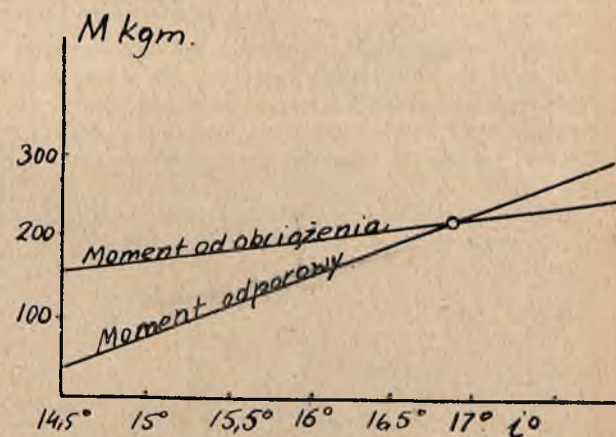
Tabela IV.

Momenty odporu $M = r \cdot P$ kgm.

$$\text{gdzie } P = \frac{E \cdot F\,\Delta l}{l} \text{ kgm.}$$

$E = 1 \cdot 290000$ kg/cm²,
F przekrój linki $= 3{,}6$ mm²,
Δl = przyrost długości linki w mm,
r = ramię momentu odporowego linki w m.

i^0	14,5°	15°	15,5°	16°
Δl mm	3	6	9	12
P kg	81	172	243	324
M kgm	37,6	75.2	112	150



Rys. 13.

Z wykresu widać, że równowaga następuje przy $M = 215$ kgm, przyczem siła, rozrywająca linkę, wynosi $R = 478$ kg. W rzeczywistości zatem linka nie posiada zapasu bezpieczeństwa.

Przy projektowaniu linek ograniczających przednich należy dla każdego typu płatowca sprawdzić stateczność układu metodą podaną powyżej, po uprzedniem zaprojektowaniu linki metodą przybliżoną ze spółczynnikiem bezp. $n = 3{,}5$.

Stateczność układu polepsza się przez wysunięcie górnego punktu zaczepienia linki możliwie do przodu w stosunku do pionu przechodzącego przez oś obrotu, unikanie zbyt długich linek ograniczających i dobranie sowitych przekrojów. Wzorowe rozwiązanie linek ograniczających spotykamy na płatowcach Fokker P. L. L. Lot.

---

*) Wg. danych I. A. w Warszawie.

Inż. STANISŁAW RIESS

Automatyczna stabilizacja samolotu

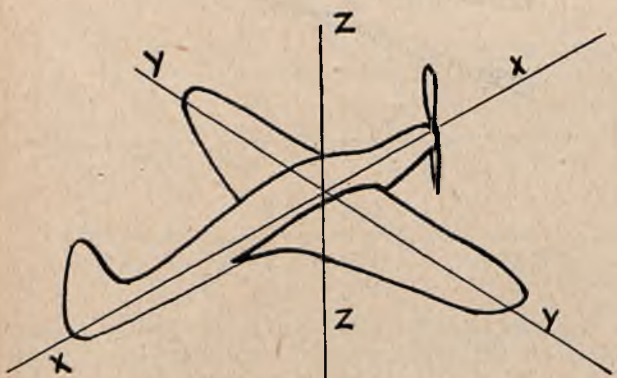
W ostatnich czasach coraz częściej zwracają na siebie uwagę przyrządy zwane robotami lub pilotami automatycznymi. Wejście ich do codziennego życia lotniczego byłoby niewątpliwie pożądane, zwłaszcza w złych warunkach atmosferycznych, niemniej jednak napotyka ono na cały szereg trudności. Rozpatrzenie wad i zalet tych przyrządów będzie tematem tego artykułu, co pociąga mnie automatycznie do rozpatrywania stateczności dynamicznej samolotu i sposobu jej zapewnienia. Pozwoli to nam także podkreślić niektóre ujemne cechy zbyt dużej stateczności statycznej, której zdaniem niektórych inżynierów, niesłusznie hołdujemy.

Rozległość poruszanego tematu nie pozwala mi rozpatrzeć sprawy słuszności dotychczasowych sposobów badania, teoretycznego i doświadczalnego stateczności kształtów i dynamicznej. Nie mogę jednak przemilczeć, że sprawa ta w ostatnich latach spowodowała ogromny rozlew atramentu, zwłaszcza po ukazaniu się w r. 1932 dzieła p. Quessette.

Pozwolę sobie jeszcze podkreślić, że materjału do tego artykułu dostarczyła mi w dużej mierze rozprawa Haus'a, która ukazała się w r. 1932.

Zanim przystąpimy do rozpatrywania różnych rodzajów pilotów automatycznych, pokrótce przypomnę przebieg klasycznych obliczeń prowadzących nas do sprecyzowania ruchów, jakie wykonywa samolot o dodatniej stateczności kształtów naskutek zakłócenia jego równowagi.

Równania ruchu przyśpieszonego, odniesionego do osi związanych z samolotem są (rys. VI):



Rys. VI.

$$T + X + P \sin\Theta = \frac{P}{g}\left(\frac{du}{dt} + q w\right)$$

$$Z - P\cos\Theta = \frac{P}{g}\left(\frac{dw}{dt} - q u\right)$$

$$M + T \, . \, t = \frac{Pr^2}{g}\,\frac{dq}{dt}$$

do tych równań należy dodać zależność $q = \frac{d\Theta}{dt}$

W każdej chwili ruch samolotu w płaszczyźnie symetrji będzie określony znajomością u, w, q i Θ.

Powyższe równania możemy także napisać w formie

$$\frac{du}{dt} = -q w + \frac{g}{P}(T + P\sin\Theta + X) = f_1(u, w, q, \Theta)$$

$$\frac{dw}{dt} = +q u + \frac{g}{P}(Z - P\cos\Theta) = f_2(u, w, q, \Theta) \quad (3)$$

$$\frac{dq}{dt} = \frac{g}{Pr^2}(M + T\,.\,t) = f_3(u, w, q, \Theta)$$

$$\frac{d\Theta}{dt} = q = f_4(u, w, q, \Theta)$$

O ile zmienne wezmą przyrosty δu, δw, $\delta\Theta$, δq począwszy od wartości w momencie t_0, które były u_0, w_0, q_0, Θ_0 — to powstanie nowy stan ruchu ustalonego, który musi zadowolić układ (3), możemy więc napisać 4 równania układu (4) o kształcie:

$$(4) \quad \frac{d(u_0 + \delta u)}{dt} = f_1(u_0 + \delta u, w_0 + \delta w, q_0 + \delta q, \Theta_0 + \delta\Theta)$$

— — — — — — — — — — — — — — — — —

— — — — — — — — — — — — — — — — —

— — — — — — — — — — — — — — — — —

a rozwijając wzorem Taylora ograniczonym do wyrażeń 1 stopnia i odejmując od tego układu układ (3), otrzymamy układ (5) o 4 równaniach kształtu

$$(5) \quad \frac{d(\delta u)}{dt} = \frac{\partial f_1}{\partial u}\delta u + \frac{\partial f_1}{\partial w}\delta w + \frac{\partial f_1}{\partial q}\delta q + \frac{\partial f_1}{\partial\Theta}\delta\Theta$$

— — — — — — — — — — — — — — — — —

równanie, w skład którego wchodzą zaburzenia, ich pochodne względem czasu oraz pochodne funkcyj f_i względem zmiennych u, w, q i Θ. Jak wiadomo układ (5) posiada rozwiązanie typu

$$\delta u = C_1 e^{\lambda_1 t} + C_2 e^{\lambda_2 t} + C_3 e^{\lambda_3 t} + C_4 e^{\lambda_4 t}$$

$$\delta w = l_1 C_1 e^{\lambda_1 t} + l_2 C_2 e^{\lambda_2 t} + l_3 C_3 e^{\lambda_3 t} + l_4 C_4 e^{\lambda_4 t}$$

$$\delta q = m_1 C_1 e^{\lambda_1 t} + m_2 C_2 e^{\lambda_2 t} + m_3 C_3 e^{\lambda_3 t} + m_4 C_4 e^{\lambda_4 t}$$

$$\delta\Theta = n_1 C_1 e^{\lambda_1 t} + n_2 C_2 e^{\lambda_2 t} + n_3 C_3 e^{\lambda_3 t} + n_4 C_4 e^{\lambda_4 t}$$

Ogólnym warunkiem stateczności jest, by przyrosty δu, δw, δq i $\delta\Theta$ dążyły do zera, gdy czas wzrasta nieskończenie, z układu (6) wynika jasno, że będzie tak, gdy y będzie ujemne lub będzie miało część rzeczywistą ujemną. Jak wiadomo λ_i są pierwiastkami równania czwartego stopnia

$$\lambda^4 + A_1\lambda^3 + A_2\lambda^2 + A_3\lambda + A_4 = 0$$

i warunek stateczności, wyrażony matematycznie przez Routh'a jest

$$A_1 > 0 \quad A_2 > 0 \quad A_3 > 0 \quad A_4 > 0$$

$$A_2 - \frac{A_1}{A_3} - \frac{A_1 A_4}{A_3} > 0$$

Bairstow rozbił równanie na dwa równania stopnia drugiego

$$(1) \quad \lambda^2 + A_1\lambda + A_2 = 0$$

$$(2) \quad \lambda^2 + \left(\frac{A_3}{A_2} - \frac{A_1 A_4}{A_2^2}\right)\lambda + \frac{A_4}{A_2} = 0$$

Pierwsze z tych równań charakteryzuje ruch o krótkim okresie, t. zn. głównie ruch dokoła środka ciężkości, drugie ruch o dużym okresie, t. zn. ruch, w którym środek ciężkości płatowca bierze udział.

Munk podaje jako przybliżone wartości współczynników A_1 i A_2 wartości

$$B_1 = \frac{g}{u}\frac{1}{C_z}\left(\frac{d\,C_z}{d\,i} + \frac{d\,C_z'}{d\,i'}\frac{S' l'^2}{S r^2}\right)$$

$$B_2 = \frac{g^2}{u^2}\left(\frac{1}{C_z^2}\frac{d\,C_z}{d\,i}\frac{d\,C'_z}{d\,i'}\frac{S' l'^2}{S r^2} + \frac{1}{C_z}\frac{u^2}{g}\frac{l}{r^2}\frac{d\,C_m}{d\,i}\right)$$

gdzie znaczek $'$ odnosi się do opierzenia poziomego, S oznacza powierzchnię nośną, l głębokość, l' odległość od osi steru do środka ciężkości, r promień bezwładności dokoła osi y.

I o ile λ przedstawimy pod postacią

$$\lambda = a \pm i\,b$$

to będziemy mieli

$$a = -\frac{B_1}{2} \qquad b = \sqrt{B_2 - \frac{B_1^2}{4}}$$

Znaczenie a i b jest bardzo proste i pozwolę je sobie w dwu słowach wytłumaczyć. Mamy jak wiadomo

$$\delta u = C_1 e^{\lambda_1 t} + \ldots\ldots\ldots$$

$$= C_1 e^{(a+i\,b)\,t} + \ldots = C_1 e^{a\,\tau} \cos b\,\tau + i \sin b\,\tau) + \ldots$$

widać z tego wyrażenia, że okresem δu jest $T = \frac{2\,\Pi}{b}$

i że amplitudy charakteryzuje e^{at} czyli a, tak np. gdybyśmy chcieli wiedzieć po jakim czasie amplituda zmaleje n razy, wystarczy napisać

$$S\,u = C_1\,e^{a t_0} (\cos b\,t_0 + i \sin b\,t_0) + \ldots\ldots$$

$$\frac{S\,u}{n} = C_1\,e^{a\tau} (\cos b\,\tau + i \sin b\,\tau) + \ldots\ldots\ldots$$

stąd $e^{a\tau} = \frac{e^{a t_0}}{n}$ i biorąc $\log_n$ obu stron

$$a\,\tau = a\,t_0 - \log_n n \qquad \tau = t_0 - \frac{\log_n n}{a}$$ t. zn. że

czas ten wynosi właśnie $\frac{\log_n n}{a}$.

Podobnie przedstawia się sprawa drugiego z ruchów okresowych. Gdy przedstawimy pierwiastki pod postacią

$\lambda = a' \pm i\,b'$ to będziemy mieli

$$a' = -\frac{1}{2}\left(\frac{A_3}{A_2} - \frac{A_1\,A_4}{A_2^2}\right) \quad b' = \sqrt{\frac{A_4}{A_2} - \frac{1}{4}\left(\frac{A_3}{A_2} - \frac{A_1\,A_4}{A_2^2}\right)^2}$$

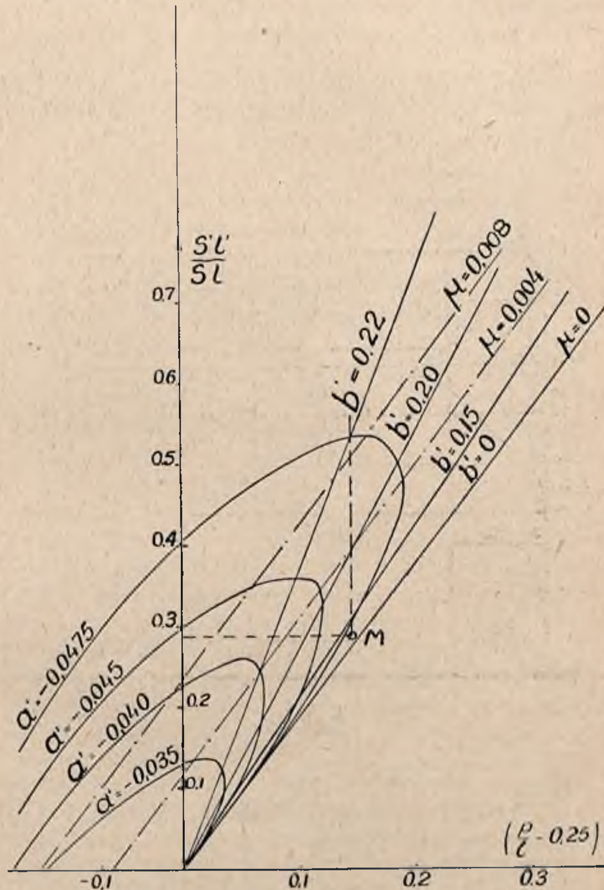
czyli przyjmując za A_1 i A_2 uproszczone wartości Munka

$$a' = -\frac{1}{2}\left(\frac{A_3}{B_2} - \frac{B_1\,A_4}{B_2^2}\right) \quad b' = \sqrt{\frac{A_4}{B_2} - \frac{1}{4}\left(\frac{A_3}{B_2} - \frac{B_1\,A_4}{A_2^2}\right)^2}$$

Tu pozwolę sobie przerwać ciąg obliczeń, gdyż napisanie tych wzorów z wprowadzeniem całkowitych wyrażeń współczynników w niczem nie przyczyniłoby się do jasności wywodów, chciałem tylko podkreślić możliwość doprowadzenia obliczenia do końca i to w sposób, który nie jest wcale tak bardzo skomplikowany.

Ponieważ obecnie mają się odbyć dosyć kompletne próby w locie samolotów istniejących, dla których wartości współczynników możnaby przeliczyć na podstawie danych doświadczalnych, więc uważam, że byłoby nieomal wskazanem, by znaleźć czy w fabryce, czy w I.B.T.L., czy w I. A. te kilkadziesiąt godzin czasu, by przeprowadzić kompletną analizę ruchów płatowca i porównać następnie wyniki obliczenia z danemi doświadczenia. Przypuszczam, że poza mniejszą lub większą satysfakcją, możnaby z tego przeliczenia wyciągnąć wielce interesujący materjał porównawczy na przyszłość.

Na dzisiaj pozwolę sobie zastąpić te, bądź co bądź, zawiłe wyrażenia wykresem, który można znaleźć w Nr. 1118 R. and M. rok 1927/8, a sporządzonym przez p. Gates (rys. I).



Rys. I

Gates przedstawił pochodne C_m względem kąta natarcia i względem zmiennej pomocniczej

$$\eta = \frac{\text{szybkość linjowa opierzenia przy wahaniach}}{\text{szybkość postępowa}}$$

a więc zbliżonej do odwrotności γ śmigła w następującej formie:

$$\frac{\partial\,C_m}{\partial\,i} = \frac{d\,C_z}{d\,i}\left(0{,}25 - \frac{P}{2}\right) + \frac{S'\,l'}{S l}\frac{d\,C'_z}{d\,i'}\frac{d\,i'}{d\,i}K$$

$$\frac{\partial\,C_m}{\partial\,\eta} = \frac{S'\,l'}{S\,l}\frac{d\,C_z}{d\,i'}K.$$

Przyjmując za zmienne $\left(0{,}25 - \frac{P}{l}\right) = x$ i $\frac{S'\,l'}{S\,l} = y$

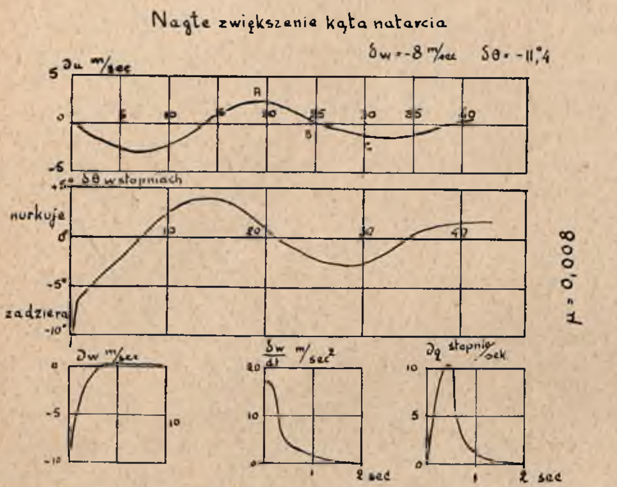
powyższe wyrażenia można napisać

$$\frac{\partial\,C_m}{\partial\,i} = A\,x + B\,y$$

$$\frac{\partial\,C_m}{\partial\,\eta} = C\,y$$

To pozwoli nam zbudować krzywe przedstawione na wykresie I. Wykres ten tłumaczy się sam z siebie. Wystarczy np. założyć samolot, którego charakterystyki przedstawia punkt *M*. Przez ten punkt przechodzi jakaś krzywa a' i b'. Gdy przesuniemy środek ciężkości samolotu bardziej ku przodowi, to napotykamy krzywe b' rosnące, a krzywe a' początkowo malejące, później rosnące — znaczy to, że okres wahań maleje, a tłumienie początkowo maleje, a później wzrasta.

Obliczenia przytoczone zezwoliły Haus'owi na sporządzenie krzywych zdających sprawę z ruchów samolotu, następujących po danem zaburzeniu.



Rys. II.

Rys. II przedstawia ruchy następujące po raptownem zwiększeniu kąta nachylenia na horyzont o 11°,4 (zwiększenie kąta natarcia jest dokładnie takie samo, gdyż wychodzimy z założenia lotu poziomego ustalonego), widzimy wyraźnie zaburzenia o dwu różnych okresach. ∂w, $\frac{\partial w}{\partial t}$ i ∂q zanikają po upływie 2—5 sekund. Natomiast ∂u i $\partial \Theta$ przedstawiają charakter wahań o długim okresie (25 sekund) i zanikają mniej więcej po 50 sekundach.

Z tego wykresu widzimy, że samolot raptownie jest podrzucony i nurkuje przy jednoczesnem zmniejszeniu składowej szybkości *u*.

Wykres III przedstawia uderzenie wiatru o sile 8 m/sek. Wykresy przedstawiają się podobnie, jedyna zasadnicza różnica to ta, że samolot nurkuje przy jednoczesnem zwiększeniu składowej szybkości *u*. Oba te wykresy sporządzono zakładając $\mu = \frac{dCm}{di} = 0{,}008$

Z tego krótkiego przypomnienia zapamiętajmy, że:

1. gdy kąt natarcia raptownie wzrasta samolot wznosi się i obraca dokoła środka ciężkości przodem ku dołowi,

2. gdy samolot napotka uderzenie wiatru skierowane z dołu do góry — dzieje się dokładnie to samo,

i że w obu tych wypadkach następują duże zakłócenia składowej szybkości *u* oraz kąta nachylenia na horyzont Θ.

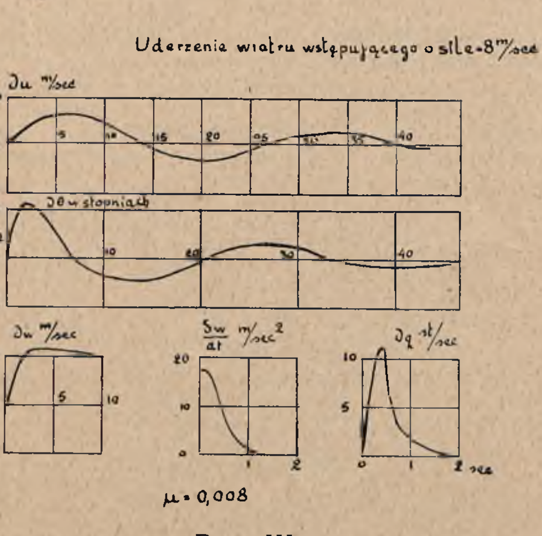
Zadaniem naszem będzie zwalczać wszystkie lub część tych zjawisk. W tem miejscu pozwolę sobie zauważyć, że dzisiejsza odkształcalność samolotu nie pozwala nam na zwalczanie jednego z najnieprzyjemniejszych zjawisk t. j. przyśpieszeń wzdłuż osi Z. Do tego celu doprowadziłoby nas jednak zwiększenie ilości płaszczyzn ruchomych. Wystarczy sobie wyobrazić, że na wypadek raptownego zwiększenia kąta natarcia — odpowiemy odpowiedniem zmniejszeniem nośności, czy to przez podniesienie obu lotek naraz, czy przez jakieś inne zakłócenie opływu, czy wreszcie przez obrót całego skrzydła dokoła osi równoległej do rozpiętości i położonej dostatecznie z przodu. Ta ostatnia myśl była już wykorzystana w próbnych wykonaniach p.p. de Monge i Leyat.

Narazie jednak jedynym sposobem zwalczania ruchów samolotu będzie dla nas poruszanie sterami w dzisiejszej ich formie, co pozwoli oczywiście na zwalczanie ruchów obrotowych dokoła środka ciężkości, oraz wahań szybkości.

Zwrócę jeszcze uwagę na sposób oceny zalet czy wad danego systemu stabilizacji. Otóż bezwzględna ocena jest niemożliwą, gdyż jednemu zadaniu odpowiadają ruchy, które szkodzą drugiemu i naodwrót.

Ogólnie jednak ujmując te sprawy można rozpatrywać zalety i wady pilotów automatycznych z punktu widzenia bezpieczeństwa aerodynamicznego i wytrzymałościowego, z punktu widzenia komfortu dla podróżnych, wreszcie z punktu widzenia ułatwienia wykonania zadań o charakterze wojskowym.

Nie należy więc się dziwić, że różni wynalazcy różne nałożyli sobie zadania, a więc część poszła w kierunku wzmocnienia jednych cech samolotu a osłabienia drugich np. a) zmniejszenia wahań kąta nachylenia samolotu dzięki zmniejszeniu współczynnika μ dodając stabilizator czuły na ciśnienie dynamiczne celem przywrócenia właściwości zachowania stałej szybkości, b) zwiększenie tłumienia wahań długich działając żyroskopem czułym na szybkości kątowe.



Rys. III.

Inni konstruktorzy starali się zwalczyć niektóre tylko cechy własne, a więc np. zmusić samolot do przebycia uderzenia czołowego wiatru na zmniejszonym kącie natarcia dzięki stabilizatorowi bezwładnościowemu.

Wreszcie część badaczy poszła zupełnie wyraźnie w kierunku zwalczania wszelkiego ruchu obrotowego przy pomocy żyroskopów.

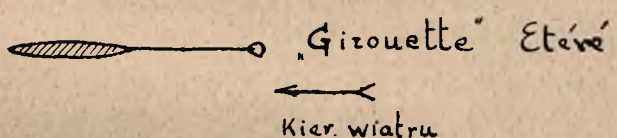
Najprostszym stabilizatorem jest płytka czuła na ciśnienie dynamiczne. Zestawienie wykresów szybkości u i kątów nachyleń wskazuje natychmiast, że płytka taka zmniejsza okres i zmniejsza tłumienie (rys. II).

Od A do B $u > u_0$ anemometr zwiększa kąt natarcia, a samolot i tak jest zadarty.

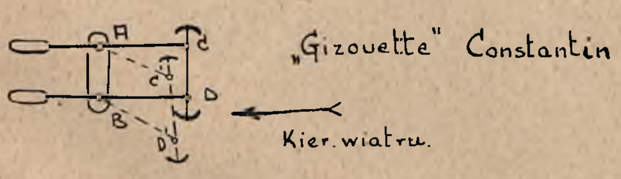
Od B do C $u < u_0$ anemometr pochyla samolot ku przodowi, a samolot i tak pikuje.

Ten sposób rozumowania spotkał się jednak z zarzutem, że anemometr nie zwiększy amplitudy wahań, a to dlatego, że zaczyna działać nim samolot zdąży wykonać pierwsze z wahnięć. Mojem zdaniem anemometr będzie tak działał wyłącznie w tych wypadkach, gdy początkowem zaburzeniem jest zaburzenie szybkości, np. uderzenia czołowe wiatru. Gdy jednak zmiany szybkości występują jako zjawiska wtórne, a więc np. przy raptownym wzroście kąta natarcia, to anemometr działać będzie dokładnie tak, jak to powiedzieliśmy, t. zn. zwiększy amplitudę wahań pomniejszając okres. Wreszcie przy uderzeniach prądów wstępujących anemometr jest niebezpieczny zwiększając nadmiernie kąt natarcia, co zresztą zdecydowało o tem, że dziś się go wogóle nie używa samodzielnie.

Drugim prostym stabilizatorem jest „girouette". Spotykamy ją w dwu różnych wykonaniach (rys. IV i V).



Rys. IV.



Rys. V.

1⁰ Płaszczyzna obracająca się dokoła osi, położonej bardzo z przodu (Etévé).

2⁰ Dwie powierzchnie takie, by środek parcia wypadkowy leżał na osi przyrządu (figura $ACDB$ jest trapezem); przy obrocie „girouette" przybiera położenie $AC'D'B$ t. zn. zachowuje się tak jakby jej oś obrotu była bardzo z przodu. Działanie jej jest takie, że opuszcza ster głębokości, gdy kąt natarcia wzrasta, co daje zwiększenie momentu. Możemy więc napisać

$$\frac{d\,C_m}{d\,i} = \frac{\partial\,C_m}{\partial\,i} + \frac{\partial\,C_m}{\partial\,\beta}\,\frac{\partial\,\beta}{\partial\,i} = \mu_c$$

Samolot zachowuje się ostatecznie tak, jakby jego stateczność kształtów wzrosła, t. zn., że okres wahań szybkich maleje, jak to wynika z wyrażeń Munka na B_1 i B_2, maleje również okres drgań długich oraz ich tłumienie, jak to widać z wykresu Gates'a.

Jest to przyrząd, którego zupełną wystarczalność stwierdzono już wielokrotnie w powietrzu. Pan Constantin wyekwipował w 3 „girouettes" dla trzech osi samolot „Farman 190". Samolot ten latał zupełnie poprawnie i odbył nawet podróż Paryż — Rzym. Pokaz lotów automatycznych w Rzymie wywołał wówczas wielką sensację. Należy zauważyć, że „girouette" nie wymaga servo-silnika, gdyż daje ona stosunkowo duży moment, a zezwala jednocześnie na zupełne wyważenie steru dokoła osi obrotu.

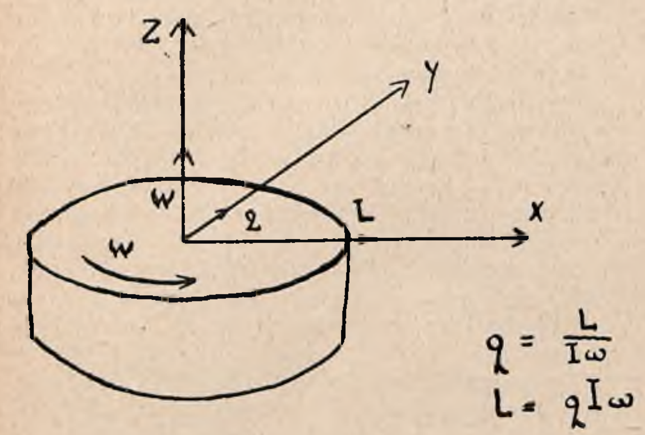
Ten przyrząd miałem na myśli, gdy mówiłem o możliwości wyciągnięcia korzyści z braku lub z małej statecznośc własnej samolotu. Poszukiwanie dużego μ zhusza nas obecnie do umieszczenia środka ciężkości samolotu znacznie z przodu, co pociąga za sobą w większości wypadków lotu moment dodatni ze strony wypadkowej na skrzydło, ten dodatni moment zmuszeni jesteśmy zwalczać ujemną nośnością usterzenia poziomego, co zmniejsza nośność i przenikliwość samolotu. Niedogodność ta występuje szczególnie jaskrawo przy wodnosamolotach łodziowych, dla których oś ciągu śmigła przechodzi znacznie ponad środkiem ciężkości samolotu, tak, że ciąg daje podobnie jak skrzydło moment dodatni. Obawa przed utratą szybkości na wypadek defektu silnika zmusza tu do zwiększenia ujemnej nośności ogona przez skierowanie na opierzenie strugi śmigła. „Girouette" pozwala na uniknięcie tego wszystkiego i daje najkorzystniejsze rozwiązanie równowagi samolotu. Co do rzędu wielkości zysku osiągniętego w ten sposób, to odsyłam ciekawych do rocznika Aéronautiwue 1932 r., gdzie p. Constantin oblicza, że można w ten sposób zyskać 15% na ciężarze użytecznym, a to nie jest chyba do pogardzenia.

O ile chodzi o zalety girouette, to jest ona jednym przyrządem dającym pełną gwarancję, że tor samolotu nie stanie się niebezpiecznym, t. zn., że samolot nie znajdzie się przypadkowo na dużych kątach natarcia odpowiadających równowadze chwiejnej. Powinna też ona być jednym z przyrządów stale widywanych na samolotach wszelkiego rodzaju, choćby pod postacią wskaźnika kąta natarcia — zarzut niedokładności wskazań, o ile wogóle jest słuszny, w tym wypadku odpada, gdyż nie chodzi tu o pomiar, lecz o bezpieczeństwo.

Jako automatyczny pilot „girouette" łagodzi wahania samolotu, lecz nie usuwa ich zupełnie, t. zn., że nie daje wygody w najwyższym stopniu, z punktu widzenia wojskowego możnaby jej postawić zarzut, że zezwala samolotowi na zmiany nachylenia względem horyzontu, co oczywiście utrudnia czy to bombardowanie, czy to fotografję — jednak samolot zaopatrzony w taki przyrząd jest bezwzględnie spokojniejszy w powietrzu niż samolot prowadzony przez pilota, a to ze względu na szybką re-

akcję zawsze właściwą. Należy wreszcie podkreślić prostotę urządzenia, a kto mówi prostota — mówi bezpieczeństwo.

Następnym prostym stabilizatorem będzie *żyroskop*. Tu pozwolę sobie przypomnieć w kilku słowach właściwości tego przyrządu (rys. VIII).

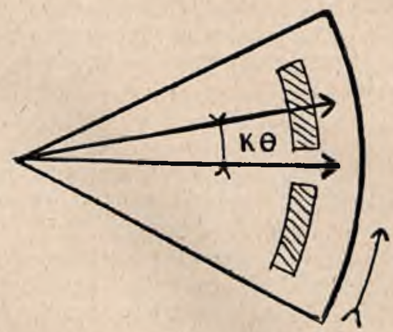


Rys. VIII.

Przypuśćmy, że żyroskop kręci się dokoła osi *Z* z szybkością ω. Wiemy, że przy nachyleniach samolotu oś żyroskopu zachowa swe położenie, taki więc przyrząd będzie w stanie wykazać i zwalczać nachylenia dokoła osi *X* oraz dokoła osi *Y*. Pozostanie jednak nieczuły na obrót dokoła osi *Z*.

Żeby zwalczyć dane nachylenia, musi żyroskop poruszyć jakieś urządzenie, a każdy mechanizm przedstawia pewien opór; opór ten wyrazi się np. dla żyroskopu momentem względem osi *X* — gdy taki moment potrwa pewien czas oś obrotu żyroskopu wykona ruch precesyjny dokoła osi *Y* z szybkością $q = \frac{L}{I\,\omega}$ Stąd warunek nieodzowny, że gdy chcemy wykorzystać stałość kierunku osi żyroskopu, zmuszeni jesteśmy zwalczać jego tendencje do precesji. Żyroskop możemy także wykorzystać w inny sposób. Mianowicie, gdy nadamy mu ruch obrotowy dokoła osi *Y* o szybkości *q*, to wykaże on dokoła osi *X* moment $L = q \cdot I\,\omega$ ten moment możemy wykorzystać — tak ujęty żyroskop działa z pewnem opóźnieniem, gdy zaburzenie już powstało i ma oczywiście wpływ li tylko na tłumienie, które znacznie wzrasta.

Z tego co powiedziałem wynika jasno, że nie można użyć żyroskopu jako bezpośredniego czynnika działającego na stery, zachodzi tu potrzeba servo-silnika. Otóż przy użyciu servo-silnika występuje stale dodatkowy mechanizm zapewniający proporcjonalność skutków do przyczyn t. j. wychyleń sterów do odchyleń samolotu od osi żyroskopu, czy każdego innego przyrządu (rys. VIII). Zasada takiego urządzenia jest niezwykle prosta, przypuśćmy, że żyroskop działa na silnik elektryczny o stałej ilości obrotów, przez zamknięcie obwodu elektrycznego dzięki wychyleniu igły *I* z położenia neutralnego na włączniku. Igła wychyli się o kąt *K* Θ przez cały ten czas silnik się kręci i pociąga ster. Ster zaś połączony jest z samą podstawą włącznika, którą pociąga za sobą ku górze tak, że po wychyleniu o kąt *K* Θ podstawa włącznika dogania igłę i silnik przestaje pracować.



Rys. VIII a.

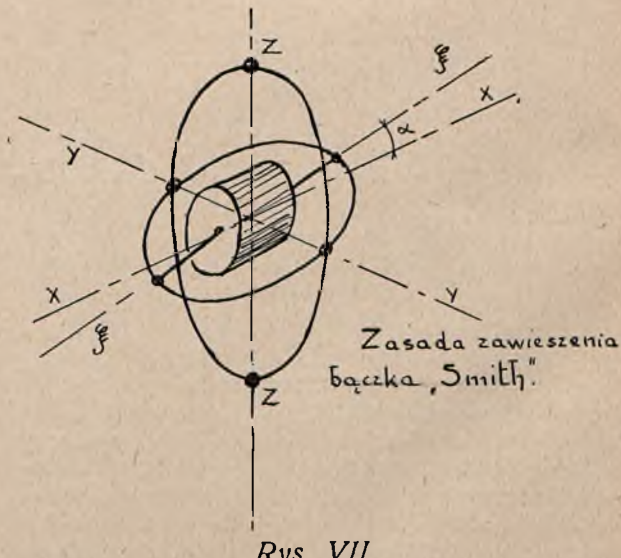
Powróćmy jednak do żyroskopu zachowującego stały kierunek. Z punktu widzenia teoretycznego jest jasne, że żyroskop zniesie wszelki ruch obrotowy dokoła środka ciężkości, a więc wahanie o małym okresie. Z wahań o dużym okresie pozostaną tylko te ruchy, które nie zmieniają kątów. O ile chodzi o stateczność podłużną, to żyroskop w locie poziomym przeciwstawi się wszelkim zmianom kąta natarcia, wynikłym z ruchu samolotu. Inaczej ma się sprawa z uderzeniami wiatru. Tak np. uderzenie ustępujące zwiększa kąt natarcia i widzieliśmy, że samolot, by przejść do nowych warunków równowagi, potrzebuje wykonań wahania dokoła osi *YY* — żyroskop się temu przeciwstawia — jednakże kąt Θ końcowy jest taki sam jak Θ początkowe, co nie wyklucza a priori powrotu do równowagi.

Na wypadek nagłego zatrzymania silnika — żyroskop poprostu spowoduje korkociąg.

Przejdźmy teraz do opisu urządzenia żyroskopowego Smith.

ROBOT SMITH.

Żyroskop umieszczony w środku ciężkości samolotu (rys. VII).



Rys. VII.

Żyroskop jest zawieszony w następujący sposób:

a) jeden pierścień w płaszczyźnie pionowej prostopadłej do płaszczyzny symetrji,

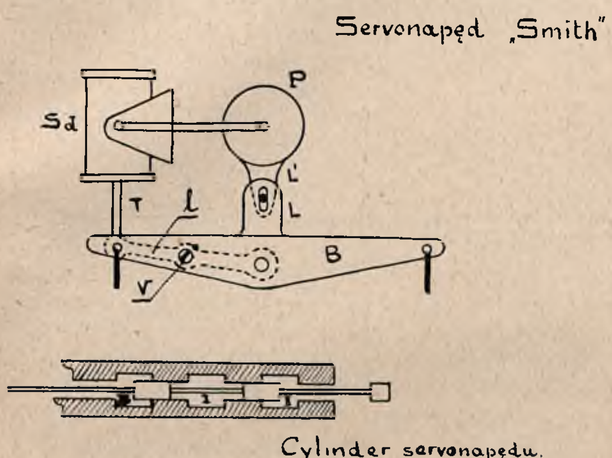
b) w tym pierścieniu pierścień „poziomy",

c) w pierścieniu poziomym żyroskop kręci się dokoła osi ξ ξ nachylonej na oś *XX*.

Żyroskop jest czuły: na zmiany kierunku, na nachylenia na horyzont, na nachylenia zaś dokoła osi podłużnej tylko przez ich składową na oś *ZZ* co działa jedynie na ster kierunku, a nie na lotki i wymaga specjalnej budowy samolotu, tak by ślizg dawał moment prostujący.

Napęd żyroskopu pneumatyczny przez dwie dysze. Napęd sterów pneumatyczny.

a) ster kierunkowy (rys. IX).



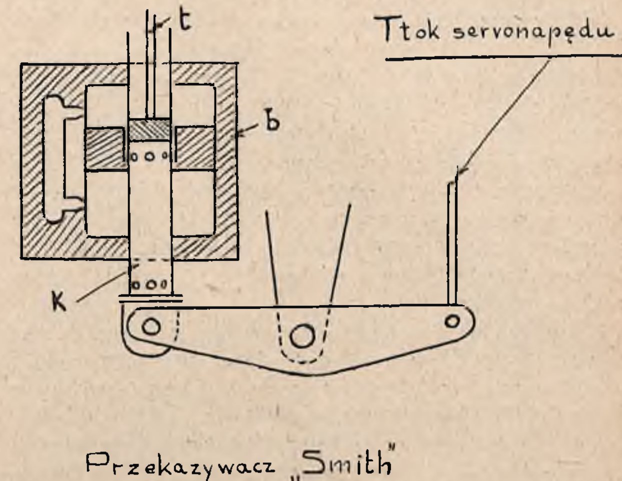
Rys. IX.

Przypuśćmy, że samolot skręca na prawo. Żyroskop daje dopływ powietrza do *Sd*. Pręt ciągnie dźwignię 1 — 1 pociąga za sobą *B.B* poprzez *L* i L_1 pociąga podstawę *P*, na której znajduje się żyroskop i po odpowiedniem wychyleniu żyroskop powraca do położenia względem *Sd* takiego jak początkowe.

b) sterowanie powietrza (rys. IX).

Powietrze dochodzi stale do *I*. Żyroskop pcha tłok. *II* dostaje połączenie z wolnem powietrzem, a *III* z *I* wtedy ster obraca się jak pod a). Obrót steru pociąga za sobą cylinder, który dogania tłok i ruch znowu ustaje. Przy sterowaniu kierunku żyroskop działa na servo-napęd — servo-napęd zaś na servo-silnik. Przy sterowaniu głębokości powstała konieczność wprowadzenia jeszcze jednego pośrednika, jest nim przekazywacz (rys. X). *t* jest połączone z pierścieniem głębokości, gdy *t* pójdzie w górę, górna komora *d* jest połączona z powietrzem przez otwory w *b* i w *k*, wówczas tłok *b* idzie w górę i rurka *k* dogania tłok. Ten ruch jest przeniesiony przez dźwignię na tłok servonapędu. Wszystko to poto by uniknąć momentów, które wyprowadzą żyroskop z obranego położenia, gdyż reakcja na pierścień głębokości spowodowały obrót pierścienia kierunku.

Pierścień kierunku nie wymaga przekazywacza, gdyż stałość kierunku pierścienia głębokości jest zapewniona przez specjalne przeciwwagi. Zmiana nachylenia odbywa się w sposób następujący:



Rys. X.

Pilot bowdenem naciąga sprężynę dającą moment na koło kierunkowe, stąd precesja koła głębokości — dopóki moment przeciwwag nie wyrówna momentu sprężyny— wówczas samolot leci normalnie pod nowym kątem.

PILOT AUTOMATYCZNY SPERRY.

Składa się z dwu żyroskopów, z których jeden steruje kierunek, a drugi głębokość i nachylenie na boki. Przyrząd ten wygląda tak jakby był otrzymany przez zmontowanie do wspólnego pudełka i obok siebie busoli kierunkowej Sperry i horyzontu Sperry. Dodajmy do całości kilka guziczków podobnych do tych, które regulują kondensatory i reakcję w radjo, a będziemy mieli dokładny obraz całego pilota, który zresztą umieszczony jest na tablicy pokładowej.

Samo wykonanie nie różni się teoretycznie prawie wcale od opisanego już pilota Smith — znajdujemy tu tenże sam servo-napęd z tłoczkiem o dwu zgrubieniach i z cylinderkami o trzech wyżłobieniach. Przekazywacz jest stosowany do wszystkich sterów. Wygląda on tak:

Dwie dysze połączone są z pudełkiem przedzielonem na pół membraną ze specjalnie wyprawionej skóry. Normalnie dopływ powietrza do obu dysz jest taki sam. Gdy żyroskop się obraca, pociąga za sobą obturator, który zastawia jedną z dysz, różnica ciśnienia powstała w ten sposób, przesuwa membranę, która pociąga tłok. To urządzenie, które teoretycznie nie daje momentu — pozwoliło znieść wszelkie wyważanie i poprawianie żyroskopu kierunkowego. Rzecz ma się inaczej o ile chodzi o żyroskop głębokości i lotek; ten podobnie jak horyzont Sparry posiada pneumatyczne urządzenie do zwalczania precesji. Żyroskop jest napędzany czterema strugami powietrza, które przechodzą przez cztery otwory. Przy normalnem położeniu połowa każdego z otworów jest zasłonięta wahadełkiem. Gdy żyroskop się przechyli na skutek precesji, to jedno okienko się przymyka, a drugie się

odmyka, różnica strumieni — daje moment, który się przeciwstawia precesji. Wahadełka zasłaniające są oczywiście wrażliwe na przyspieszenie, jednakże momenty, które powstają, są tak małe, że dopiero długotrwałe ich istnienie powoduje wywołanie precesji.

Całe urządzenie na samolocie waży 32 kg, skok tłoczka wynosi ⅛ cala, czyli około 3 mm. Wszystkie ciśnienia stałe są w czasie służby 4,2 kg/cm^2, a mechanizmy mogą wytrzymać 21 kg/cm^2. Spężarka napędzana jest od silnika, co pozwala na odparcie zarzutu szkodliwości żyroskopu na wypadek zatrzymania się silnika, gdyż wówczas żyroskop jest również wyłączony. Dopóki jednak doświadczenie nie przekona mnie, że tak nie jest, nie przestanę stawiać tego zarzutu w dalszym ciągu, gdyż korkociąg nastąpi mojem zdaniem zanim rozpędzony żyroskop zechce się zatrzymać.

Powracając do oceny właściwości żyroskopów, powiemy, że żyroskop pozostawia dużo do życzenia jeśli chodzi o bezpieczeństwo, raz przez samą swą zasadę, drugi raz przez swą ogromną komplikację. Tu pozwolę sobie przytoczyć fakt, że zarówno robot Smith'a na Fairey'u rekordowym, jak robot Sperry na samolocie Post'a zawodziły, tylko, że Post mógł drobne usterki usunąć na ziemi, a rekordziści w samolocie tego uczynić nie mogli i robot ich w rezultacie działał poprawnie li tylko przez pierwszą noc. Dalej z punktu widzenia wytrzymałościowego żyroskop jest brutalnym pilotem, utrzymującym wbrew tendencjom własnym samolotu pozorną równowagę przez ciągłe „trzęsienie sterami", wreszcie gdy z jakichkolwiek przyczyn podmuch wiatru przechyli samolot poza kąt dozwolony przez robota, to tenże, po ustaniu podmuchu gwałtownie samolot wyrówna, co także może się odbić niekorzystnie na zdrowiu samolotu. Z punktu widzenia wygody — najtrudniej ocenić przyrząd, z którym się nie latało, przypuszczam jednak, że robot trzęsie całym samolotem, co jest może lepsze niż normalne rzucanie a może nie, nie jest jednak w stanie zwalczać przyspieszeń linjowych, które jednakże oddziaływują na organizm człowieka. Niewątpliwie jednak znosi kołysanie. Fakt ten jest ważny głównie w punktu widzenia wojskowego — do bombardowania i fotografji, to może właśnie tłumaczy sukces tych przyrządów, które się rozwijają ze szkodą innych bardziej może ciekawych z punktu widzenia lotnictwa cywilnego.

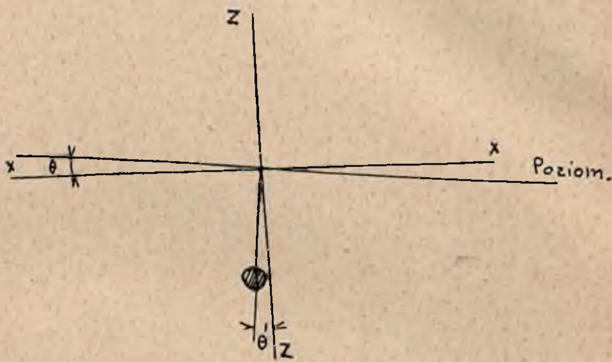
STABILIZACJA W FUNKCJI PRZYSPIESZENIA POZORNEGO.

Położenie wahadła pod wpływem przyspieszenia ziemskiego i przyspieszenia wzdłuż osi X wyraża się wzorem (1) $\Theta' = \Theta - \operatorname{arctg} \frac{1}{g}\frac{du}{dt}$.

Łatwo sprawdzimy, jakie będzie działanie wahadła w różnych wypadkach. Przypuśćmy, że samolot, lecący w locie poziomym zwiększy raptownie kąt nachylenia Θ, a że wahadło jest połączone tak, że odchylenie do tyłu względem osi OZ powoduje pikowanie.

Przy raptownem zwiększeniu kąta natarcia kąt Θ' jest mniejszy niż Θ lecz przyspieszenie stara się zmniejszyć tę różnicę, wahadło działa poprawnie, lecz gorzej, niż żyroskop.

Przypuśćmy teraz, że samolot lecący w locie poziomym napotyka na prąd wznoszący. Wiemy, że normalnie samolot w tym wypadku pikuje, a następnie zadziera się. Gdyby nie występowały dodatkowe przyspieszenia, to wahadło działałoby w odwrotnym kierunku, niż dodatnie μ. Przyspieszenie $\frac{dw}{dt}$ jest jednakże dostatecznie silne, by w pierwszym momencie utrzymać wahadło poza osią Z. Samolot początkowo pikuje, a później po zniknięciu $\frac{dw}{dt}$ zdziera się. Więc i tu działanie jest poprawne. Wahadło musi mieć jednak silne tłumienie, gdyż w przeciwnym razie wykonywałoby dokoła położenia równowagi szereg wahań zgoła zgubnych dla samolotu — fakt, że wynalazcy zapominają o tem tłumaczy szereg niepowodzeń na tej drodze. Tak np. w r. 1912 zabił się pilot Moreau na aparacie własnej konstrukcji, gdzie wahadłem właśnie zupełnie niełtumionem był pilot.



Rys. XI.

Przejdźmy teraz do stabilizacji w funkcji nośności. Z punktu widzenia teoretycznego można osiągnąć żądany skutek albo przy pomocy płaszczyzny pomocniczej, której mierzymy bezpośrednio nośność, albo też przy pomocy przyspieszeniomierza mierzącego $\frac{dw}{dt} + g \cos \Theta$. Pierwszy sposób dał pole do popisów p. Bréguet, nie znam natomiast przyrządu opartego na drugiej zasadzie. Właściwie wchodzimy tu już na pole nie stateczności lecz „zawieszenia" statku powietrznego, gdyż chodzi tu ni mniej ni więcej jak o sprowadzenie toru samolotu do linji prostej. Wyrażając się bardziej dokładnie, urządzenie syst. Bréguet ma za cel znieść w ruchu podłużnym następujące zaburzenia: δw, δq i $\delta \Theta$ pozostaje więc tylko δu, które jednak nie sprowadzi statku powietrznego z linji prostej.



Rys. XII.

Urządzenie składa się ze skrzydełka-anteny A, które jest wyregulowane sprężyną tak, by posiadało obciążenie na m^2 odpowiadające obciążeniu skrzydła — każda zmia-

na nośności powoduje ruch anteny *A*. Wystarczy sprzęgnąć ją z lotką *L*, tak by na zwiększenie nośności, spowodowane wzrostem *i* lub *V* odpowiadała podniesieniem lotki *L*, prócz tego należy na usterzeniu poziomem zastosować urządzenie identyczne — by zapewnić pożądany rezultat, to jest zniesienie δw, $\delta\Theta$ i δq.

Podobne rezultaty otrzymał już w locie p. de Monge pozostawiając całemu skrzydłu swobodę obrotu dokoła osi położonej dostatecznie z przodu, lecz ten sposób posiada wyraźne niedogodności konstrukcyjne i teoretyczne ze względu na dużą bezwładność ruchomych części.

Na tem zakończyliśmy listę stabilizatorów prostych, by przejść do stabilizatorów złożonych, t. j. takich, które składają się z organów czułych na kilka zmiennych naraz. Lista ta jest o wiele dłuższą. Ja pozwolę sobie wybrać z niej szereg urządzeń bardziej charakterystycznych lub też takich, których skuteczność została już potwierdzona przez doświadczenie.

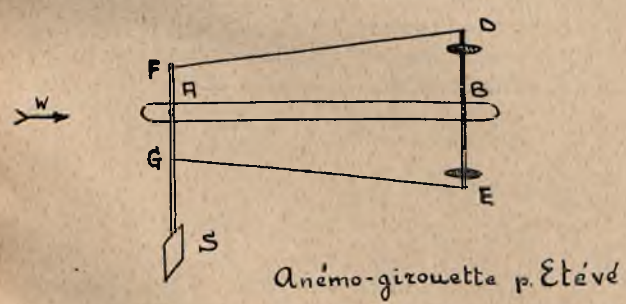
ANÉMO-GIROUETTE ETÉVÉ.

(rys. XIII).

Jest to połączenie anemometru z girouette.

Na ramieniu *AB* są zamocowane dwa pręty *FG* i *DE* ruchome dokoła punktów *A* i *B*. Pomińmy narazie płytkę szybkościową i przypuśćmy, że *FG* jest zamocowane na stałe. Gdy *AB* się obraca trapez *FGDE* odkształca się i nachylenie płaszczyzn *C* zmienia się. Płaszczyzny *C* są dobrane tak, by w granicach $\pm 15^0$ wypadkowa aerodynamiczna przechodziła przez *B*. Gdy ramię *AB* obróci się o kąt *I* płaszczyzny *C* obrócą się o *i*. Między *I* a *i* istnieje zależność, która się wyraża $I = i \frac{DE}{DE - FG}$

widać stąd, że dla ramion *FG* i *DE* dostatecznie bliskich demultyplikacja jest ogromna i małym zmianom kąta natarcia i odpowiadają duże ruchy ramienia *AB*. W praktyce używane długości teoretyczne girouette dochodzące



Rys. XIII.

do 24 m, a to ze względu na amplitudę i czas trwania ruchów ramienia *AB*, gdyż sam moment jest niezależny od przekładni i wyraża się wzorem

$$M = A\, i\, l\, S\, v^2$$

A — współczynnik
i — kąt natarcia
S — powierzchnia
V — szybkość
l — głębokość.

Przejdźmy do anemometru:

Jest on umieszczony na końcu ramienia *FG* — i zrównoważony sprężyną, gdy obrócimy ramię *FG* położenie płaszczyzn *C* się zmienia i z niem położenie girouette, która działa względem anemometru jak servo-silnik.

Moment anemometru możemy napisać

$$M = B\, a\, s\, v^2$$

Moment ten dla danej szybkości równoważymy sprężyną. W ten sposób ostateczny moment całego przyrządu, gdy szybkość z wartości V_1 przechodzi na wartość *V* wyraża się

$$M = A\, B\, C \frac{a\, b}{c}\, l s\, S^2 (v^2 - v_0^2)$$

A — girouette *B* — anemometr *C* — sprężyna.

W praktyce moment ten bywa rzędu 1 kgm dla samolotu lecącego z szybkością 130 km, gdy szybkość zmienia się o 1 km/godz.

Pozwala to działać wprost na drążek sterowy — jak to np. miało miejsce na samolocie Farman 190.

Działanie przyrządu na wahania samolotu jest bardzo proste:

1. Przypuśćmy, że kąt natarcia wzrasta raptownie. Wówczas girouette powoduje pikowanie samolotu, jest to skutek pierwszego rzędu. Jako następstwo zwiększenia kąta natarcia występuje zmniejszenie szybkości, anemometr pomaga więc girouette by powrócić samolot do poprzedniego stanu równowagi.

2. Przypuśćmy, że samolot otrzymuje uderzenie wiatru wznoszącego.

Na wykresie widzimy, że kąt natarcia wzrasta — girouette stara się zmusić samolot do pikowania, jednocześnie jednak szybkość wzrasta, więc anemometr stara się powiększyć kąt natarcia: obydwa skutki się odejmują i w rezultacie samolot przejdzie spokojnie przez krótkie uderzenie wiatru.

Należy jednak zauważyć, że girouette będzie wyprzedzała anemometr i że ostatecznie anemometr w niektórych wypadkach będzie opóźniał powrót do równowagi, t. zn. zmniejszał tłumienie wahań. W praktyce przyrządy te dały dobre wyniki — co można tłumaczyć tem, że działają one natychmiast i nie pozwalają na normalny przebieg wahań, lecz przeciwstawiają się im, gdy tylko zjawiają się przyczyny, które miałyby w przyszłości spowodować wahania. To jednak jest głównie zaletą girouette, a nie anemometru.

Stabilizator Boykow'a czuły na szybkość i nośność.

(rys. XIV).

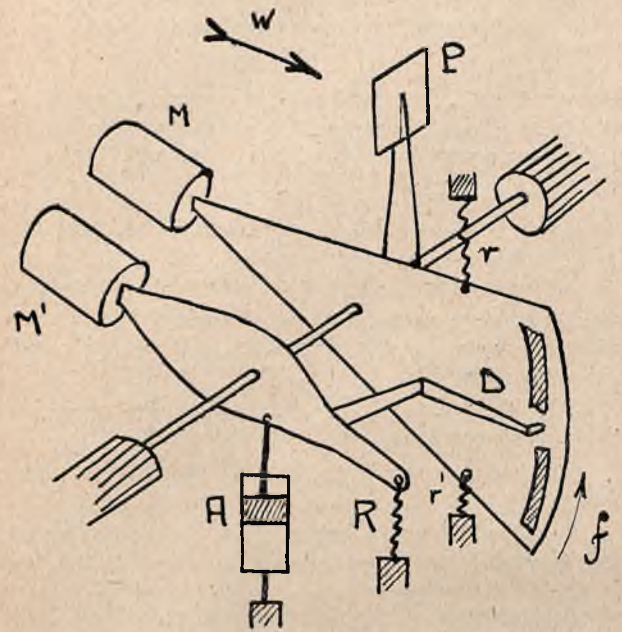
Składa się on zasadniczo z płytki anemometrycznej *P* połączonej wprost z segmentem włącznika, oraz z dwóch mas *M* i M^1, z których jedna tworzy przeciwwagę segmentu włącznika, a druga palca.

Zobaczymy, jak zachowuje się taki przyrząd przy:

1) Zwiększeniu kąta natarcia:

jak wiemy występuje silne przyspieszenie $\frac{d(\delta w)}{dt}$ masa *M* opada, segment podnosi się ku górze — samolot pikuje, do tego dodaje się następnie działanie płytki *P*.

Gdy przyspieszenie wzdłuż osi Z potrwa dłużej, wchodzi w grę masa M^1, której ruch jest silnie tłumiony amortyzatorem A. Masa M^1 podnosi palec ku górze i ruch względny palec-segment się anuluje.



Stabilizator Boykowa

Rys. XIV.

2) Podmuch wstępujący:

podobnie jak poprzednio przyspieszenie wzdłuż osi Z jest dodatnie, samolot pikuje, lecz δu początkowo nieznacznie wzrasta, a że jest dodatnie — powoduje zdarcie samolotu — tak, że pod koniec tego okresu położenie samolotu może się stać niebezpieczne.

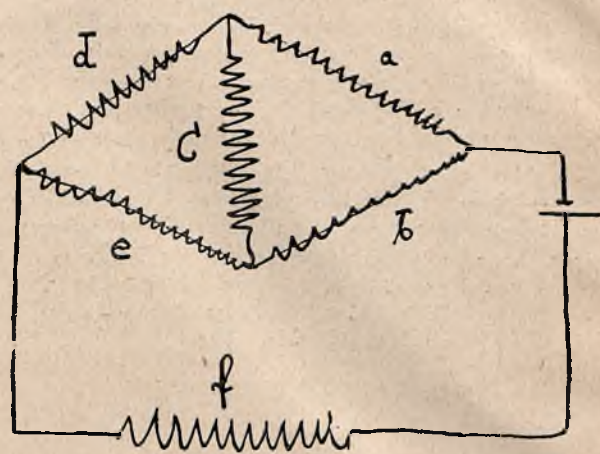
Stabilizator Boykow'a czuły na szybkość i na szybkość kątową.

Przyrząd składa się z dwu żyroskopów, z których jeden przekazuje moment $L = q\,I\,w$, wywołany wahaniami dokoła osi Y — w ten sposób, że gdy samolot pikuje, żyroskop się temu przeciwstawia, wychylając ster głębokości.

Przyrządem czułym na szybkość względną jest drugi żyroskop. Jest to zrobione bardzo przemyślnie. Mianowicie igła zwykłego szybkościomierza przesuwa się po uzwojeniu, tworząc opornicę o zmiennym oporze. Opornica ta tworzy jeden z 4 oporów mostka Wheadstone'a. Wówczas przez szpulę C przepływa prąd o zmiennem natężeniu. Szpula C pobudza dodatkowo elektromagnes, którego normalnem uzwojeniem pobudzającem jest f. To daje moment dodatkowy na żyroskop, który wywołuje precesję. Ruch precesyjny wykorzystujemy jak zwykle przy pomocy servo-motoru.

Samolot z wolno puszczonym sterem głębokości.

Wolno puszczony ster głębokości staje się skomplikowanym stabilizatorem. Z punktu widzenia równowagi statycznej ster przybiera położenie takie, by równanie (1)



Rys. XV.

$M_1 + M_2 + M_3 = 0$ było sprawdzone. W równaniu tem M_1 oznacza moment aerodynamiczny sił działających na ster względem osi obrotu steru; M_2 i M_3 momenty ciężarów steru i sterowni. Zależnie od zmian tych trzech momentów z kątem natarcia samolotu — współczynnik stateczności statycznej jest większy lub mniejszy. W szczególności, gdy ster posiada zredukowany środek mas poza osią obrotu i jednocześnie środek parcia poza tą osią stateczność statyczna samolotu jest większa z puszczonym sterem, niż z zablokowanym. Fakt ten przewidziany przez Blenk'a w 1930 r. został ostatnio sprawdzony doświadczalnie na szeregu samolotów. Dla steru o zupełnem wyważeniu mas stateczność z wolno puszczonym sterem jest natomiast mniejsza, niż z zablokowanym. Fakt ten wynika nadzwyczaj jasno z elementarnego obliczenia. W tym wypadku mamy

$$(1) \quad M_1 = -(M_2 + M_3) = 0$$

M_1 możemy przedstawić pod postacią

$$M_1 = C_m\, S_s\, l_s \frac{a\, v^2}{2\, g}\, K \qquad (2)$$

gdzie litery mają swe klasyczne znaczenie, a K przedstawia współczynnik zwolnienia przepływu strugi koło sterów. Dla kątów małych Cm może być przedstawione jako funkcja linjowa kąta natarcia steru i_s i kąta wychylenia β.

$$C_m = K'\, i_s + K''\, \beta$$

Z równania (2) otrzymamy

$$\beta = -\frac{K'\, i_s}{K''} \qquad (3)$$

a ponieważ

$$\mu_c = \frac{d\,C_m}{d\,i} = \frac{\partial\,C_m}{\partial\,i} + \frac{\partial C_m}{\partial \beta} \cdot \frac{d\,\beta}{d\,i} \qquad (4)$$

$$\mu_c = \frac{\partial\,C_m}{\partial\,i} - \frac{\partial\,C_m}{\partial \beta}\,\frac{K'}{K''}\,\frac{d\,i_s}{d\,i} \qquad (3)$$

lub przechodząc na notację klasyczną

$$\mu_c = \mu - v\,\frac{K'}{K''}\,\frac{d\,i_s}{d\,i} \qquad (6)$$

Gdy $M_2 + M_3 \neq 0$ $M_2 + M_3$ jest także funkcją złożoną kąta natarcia i może wpłynąć na znak drugiego wyrazu równania (6).

O ile chodzi o stateczność dynamiczną, to równanie (6) wskazuje, że w tym wypadku wzrasta okres drgań krótkich (wartość Munka B_2 maleje), wykres zaś Gates'a wskazuje na zwiększenie okresu oraz tłumienia wahań o długim okresie.

W wypadku gdy $M_2 + M_3 = 0$ sprawa się komplikuje, gdyż występują dwa zjawiska sprzeczne ze sobą. Z jednej strony M_1 jest funkcją kwadratu szybkości, z drugiej $M_2 + M_3$ są funkcjami przyspieszenia. Zależnie od tego który z tych wpływów jest wyraźniejszy, otrzymamy lepszą lub gorszą stateczność dynamiczną z wolno puszczonym sterem. Nie możemy jednak pominąć żadnego ze zjawisk, gdyż doprowadzi to do konkluzyj odwrotnych, tak np. Blenk, pomijając wpływ zmiany szybkości, dochodzi do konkluzji, że z punktu widzenia stateczności dynamicznej należy środek mas steru umieścić przed osią obrotu, a Haus, pomijając przyspieszenie, twierdzi, że należy umieścić go poza osią obrotu.

Jednakże można twierdzić napewno, że dla samolotów, niezaopatrzonych w specjalne stabilizatory i nieprzeznaczonych do akrobacji, należy wymagać stateczności z wolno puszczonym sterem bez względu na to czy ona jest większa czy mniejsza niż stateczność ze sterem zablokowanym.

Z powyższych rozważań możemy wyciągnąć następujące konkluzje:

1. Do dziś nie posiadamy ani jednego pilota automatycznego, któryby spełniał całkowicie zadania, jakie należałoby stawiać tego rodzaju przyrządowi.
2. Niektóre z istniejących stabilizatorów są rzeczywiście wypróbowane i przy specjalnych zadaniach należy pamiętać o ich dużych możliwościach.
3. Władze wojskowe powinny zwrócić uwagę na możliwe powiększenie wydajności sprzętu przez zastosowanie pilotów automatycznych.
4. Władze cywilne powinny śledzić rozwój pilotów automatycznych, by zwiększyć komfort i bezpieczeństwo samolotów pasażerskich.
5. Należy pamiętać o możliwości zwiększenia bezpieczeństwa statków powietrznych przez zastosowanie wskaźników kąta natarcia.

ŹRÓDŁA.

1) *M. Roy* — Leçons sur la mécanique de l'aviation. E. N. S. A. 1933.
2) *F. Haus* — Stabilité et maniabilité des avions, Gauthier-Villazs. 1930.
3) *F. Haus* — Rozprawa. l'Aéronautique. 1932.
4) *P. Léglise* — „Le dispositif gyroscopique „Smith" de pilotage automatique". l'Aéronautique. 1933.
5) *A. Etévé* — „Etude sur le pilotage automatique des avions". La Science aérienne. 1933.
6) *Constantin* — Wielokrotne pisemne i ustne interwencje w dyskusjach na temat stateczności i bezpieczeństwa samolotów („La Science Aérienne. 1933, l'Aéronautique, 1932 — Zebrania dyskusyjne C. F. P. Aé.).
7) *Gates* — R. and M. Nr. 1118, rok 1927.
8) *Blenk* — „Ueber die Längsstabilität einer Flugreuger mit freiem Höhensteuer". D. V. L. Jahrbuch. 1930.
9) *Hübner* — „Weitere Ergebnisse von Messungen der statischen Längsstabilität". Luftfabrt-Forschung, 15. V. 1934.
10) *Mjr. Reece* — Ustne informacje i objaśnienia schematów pilota automatycznego „Sperry".

W SPRAWIE ODPOWIEDZI INŻ. Z. CIOŁKOSZA NA MOJE UWAGI O JEGO ARTYKULE „WPŁYW CIĄGU ŚMIGŁA NA STATECZNOŚĆ PODŁUŻNĄ SAMOLOTÓW".

W odpowiedzi swej p. Ciołkosz nie obalił żadnej z mych uwag krytycznych, wobec czego nie uważam za potrzebne motywować ich powtórnie; poprzestaję na stwierdzeniu, że podtrzymuję je w całości. Kompetentny czytelnik, interesujący się danem zagadnieniem, posiada obecnie wystarczający materjał, aby urobić sobie opinję samodzielną.

P. Ciołkosz wysunął prócz tego pewną ilość zarzutów, nie dotyczących meritum dyskusji tylko formy i domniemanych intencyj mej krytyki. Na zarzuty te odpowiadać nie będę, ponieważ dyskusja taka zaprzątałaby zbytecznie łamy pisma techniczno-naukowego.

Dr. inż. Stefan Neumark.

Inż. R. RĘKAWEK.

Opis samolotów, biorących udział w Challenge'u 1934 r.

SAMOLOTY NIEMIECKIE.

Płatowce niemieckie, biorące udział w Challenge'u 1934 r. należały do trzech typów: Messerschmidt BF 108, Fieseler Fi—97 i Klemm Kl 36. Samoloty te były zaopatrzone w silniki dwóch typów: Hirth HM—8 i Argus As 17. Powstało z tego 6 rodzajów samolotów, mianowicie:

— Messerschmidt z silnikiem Hirth; brały udział 3 samoloty: Nr. 12 (pilot Brindlinger), Nr. 14 (pilot Osterkamp) i Nr. 16 (pilot Junck),

— Messerschmidt z silnikiem Argus — 1 samolot: Nr. 15 (pilot Francke),

— Fieseler z silnikiem Hirth — 3 samoloty: Nr. 17 (pilot Hirth), Nr. 21 (pilot Hubrich) i Nr. 22 (pilot Pasewald),

— Fieseler z silnikiem Argus — 2 samoloty: Nr. 18 (pilot Bayer) i Nr. 19 (Seideman),

— Klemm z silnikiem Hirth — 2 samoloty: Nr. 24 (pilot Stein) i Nr 26 (pilot Morzik).

— Klemm z silnikiem Argus — 2 samoloty: Nr. 23 (pilot Eberhardt) i Nr. 25 (pilot Krueger).

Silnik Hirth HM—8 posiada 8 cylindrów ułożonych w V odwrócone; średnica cylindrów 105 mm, skok 115, pojemność skokowa 8 lt. Stopień sprężania 6,5, moc 240 KM przy 3100 obr/min. wału i 1960 obr/min. śmigła. Reduktor z kół czołowych.

Ciężar silnika około 155 kg.

Wszystkie zgłoszone samoloty z silnikiem Hirth posiadały śmigła trójramienne z piastą konstrukcji również Hirthą (patrz rys. 7). Piasta taka nie jest nasuwana na czop wału korbowego lecz posiada tarczę pierścieniową z zębami naciętemi w kierunku promieniowym. Tarcza ta zostaje przyciągnięta nakrętką do odpowiadającej tarczy, stanowiącej całość z wałem reduktora obrotów.

Silnik Argus As 17, jest silnikiem 6-cylindrowym o układzie szeregowym, odwróconym, średnica cylindra 120 mm, skok 130 mm, pojemność skokowa 8,82 lt. Stopień sprężania 6,3. Moc 220 KM przy 2500 obr/min. Silnik ten nie posiada reduktora, ciężar jego wynosi 158 kg.

Wszystkie płatowce niemieckie były dolnopłatami, posiadały kabiny na 4 miejsca, po dwa obok siebie, podwójne sterowanie, statecznik poziomy nastawiany w locie, skrzydła składane dokoła dwóch osi i układane po złożeniu wzdłuż kadłuba.

Bardzo duże różnice natomiast są widoczne w konstrukcji (np. podwozia) i w rozwiązaniu urządzeń do uzyskania dostatecznie małej szybkości minimalnej.

MESSERSCHMIDT BF — 108.

Konstrukcja całkowicie metalowa, chowane podwozie.

Kształt tego samolotu jest bardzo interesujący (rys. 1, 2 i 3): niski, szeroki kadłub z obszerną kabiną, posiada między skrzydłami płaskie dno, a ku tyłowi przekrój jego przechodzi łagodnie w owal. Skrzydła o obrysie trapezowym posiadają łagodne przejścia w kładłub z kątami dobrze wypełnionemi; po wciągnięciu podwozia spód samolotu staje się zupełnie gładki, a cały samolot widziany z przodu ma bardzo efektowną sylwetkę, w której tylko lekkie zgrubienie pośrodku (kabina) psuje kontur czystego skrzydła.

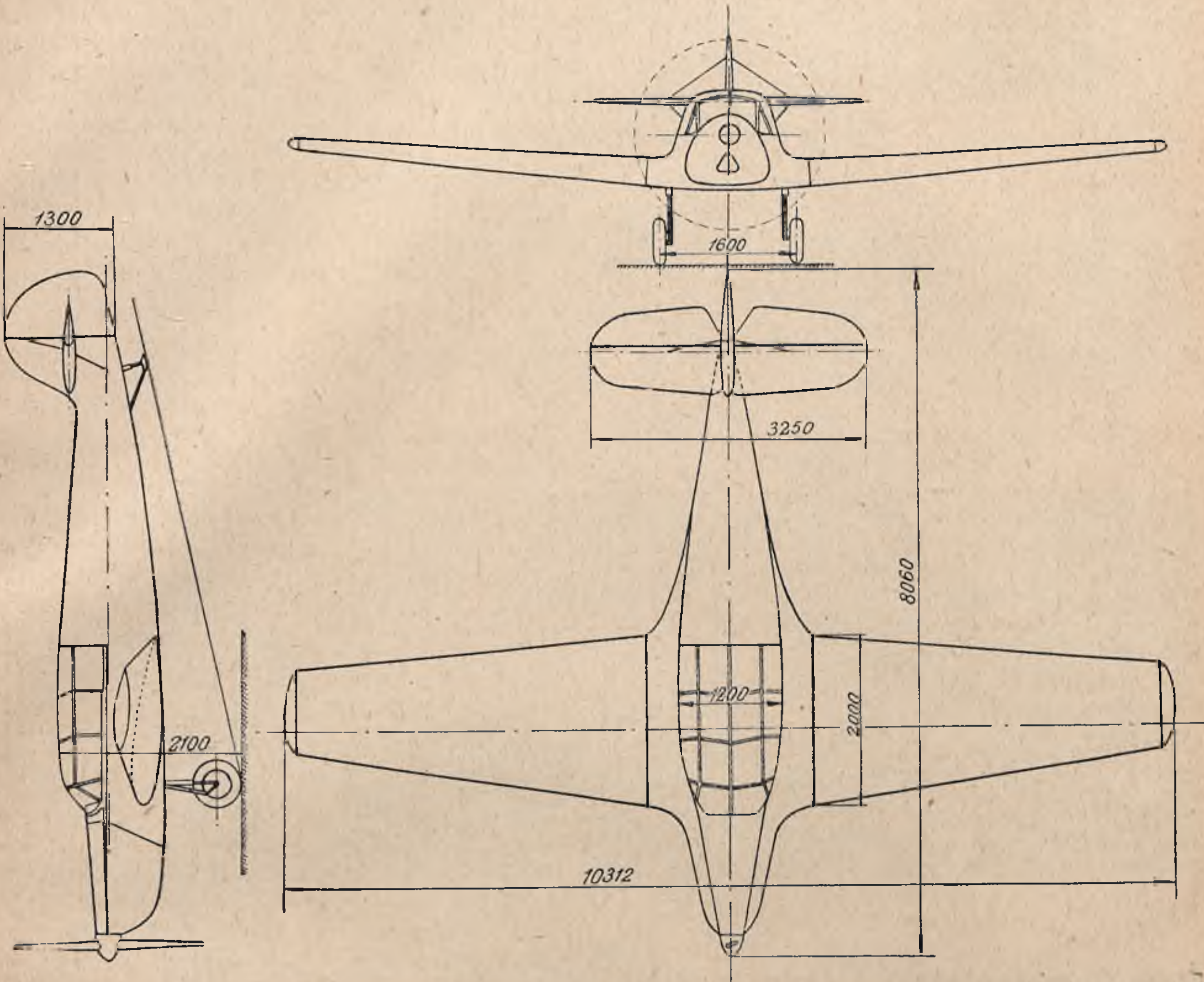
Kadłub ma budowę skorupową, materjał — dural; do konstrukcji przedniej części włączona jest centralna część skrzydeł, tak iż wnętrze jej, zawarte wewnątrz powłoki kadłuba i usztywnione od wewnątrz profilówkami, należy do kabiny i wykorzystane jest w tym charakterze (częściowo widoczne na rys. 8). Tylna część kadłuba usztywniona jest kilkoma ramami i podłużnemi listwami o przekroju Ω (omega) nitowanych albo półkami, albo środkiem korytka (omega odwrócone). Statecznik pionowy tworzy jedną całość z kadłubem.

Statecznik poziomy, również konstrukcji całkowicie metalowej (dural) podpięty jest ścięgnami od góry i dołu.

Do części centralnej skrzydła przypięte są dwie części zewnętrzne. Dźwigar główny leży w odległości około 1/3 od krawędzi natarcia; sworznie łączące go z częścią centralną są wyciągane za pomocą pręta i dźwigni wystającej nazewnątrz skrzydła (rys. 4). Trzeci punkt zaczepienia znajduje się przy dźwigarze pomocniczym. Pokrycie pracujące duralowe.

Skrzydła zaopatrzone są w sloty na całej i klapy na prawie całej rozpiętości. Drobną część rozpiętości zajmują lotki, o stosunkowo dużej cięciwie — krawędź spływu ich wystaje poza krawędź spływu skrzydła. Oprócz tych lotek samolot BF 108 posiada lotki listwowe: t. zw. „spoiler"; są to listwy blaszane o wymiarach w przybliżeniu 10 × 100 cm, umocowane na górnej powierzchni w pobliżu zewnętrznych końców skrzydła, w okolicy najgrubszej części profilu. Listwy te odchylają się ku górze dopiero przy dużych wychyleniach drążka, podczas gdy przy małych ruchach poruszają się tylko zwykłe lotki, tak iż właściwie sterowanie poprzeczne przy dużych szybkościach dają tylko lotki zwykłe, a przy małych — lotki listwowe.

Samolot ten posiada podwozie chowane o następującej budowie: (rys. 6) przednia goleń zmocowana jest w górze w sposób sztywny z wycinkiem ślimacznicy o zmiennej szerokości (największa szerokość pracuje w czasie lądowania) poruszanej ślimakiem, a ten obracany jest korbką, znajdującą się między siedzeniami pilotów (rys. 8). Przednia goleń, wraz z całą zewnętrzną częścią podwozia osadzona jest na sworzniu, widocznym na rys. 6 i przy obracaniu związanej z nią ślimacznicy układa się wzdłuż skrzydła w wykrojach.



Rys. 1. Samolot Messerschmidt B F — 108 w trzech rzutach.

Dla zapobieżenia ewentualnym wypadkom lądowania przy schowanem przez zapomnienie podwoziu, w chwili gdy pilot zamyka gaz przy podwoziu wciągniętem, odzywa się sygnał akustyczny i zapala się lampka ostrzegawcza.

Koło osadzone jest na krótkiej osi o kształcie korby, której przedni koniec umocowany jest przegubowo na przedniej goleni, a tylny podparty (również przegubowo) amortyzatorem. Widocznem jest więc, że koło w czasie



Rys. 2. Samolot Messerschmidt B F — 108.

pracy amortyzatora np. przy lądowaniu — porusza się po promieniu koła opisywanego przez korbę swej osi. Amortyzator umocowany jest w swej górnej części w taki sposób, aby bezpośrednio przenosił nacisk na okucie, podczas gdy przednia goleń pracuje tylko na zginanie i skręcanie. Koła mają wymiary 465 × 165 i zaopatrzone są w specjalne opony z grzebieniami zapobiegającemi ślizganiu się podczas hamowania.

Płoza ogonowa ma bardzo małe wymiary (rys. 2): mały płaski trzewik z blachy z zawiniętemi końcami oparty na amortyzatorze i podciągnięty zastrzalikiem umocowanym na kardanach.

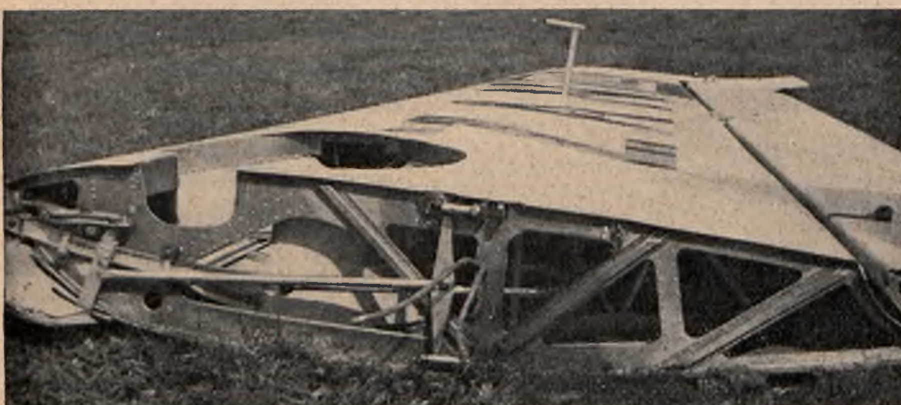
Hamulce kół, napędzane sprężonem powietrzem, uruchamiane są z rękojeści drążka sterowego. Sterowanie hamulcami przez orczyk.

Oprócz starannie dobranych kształtów i wciąganego podwozia samoloty te posiadają trzecią cechę, mającą na celu zmniejszenie oporów: są to nity o główkach zewnętrznych zagłębionych. Po wygładzeniu i polakierowaniu na powierzchni pokrycia niema najmniejszych nawet śladów nitowania.

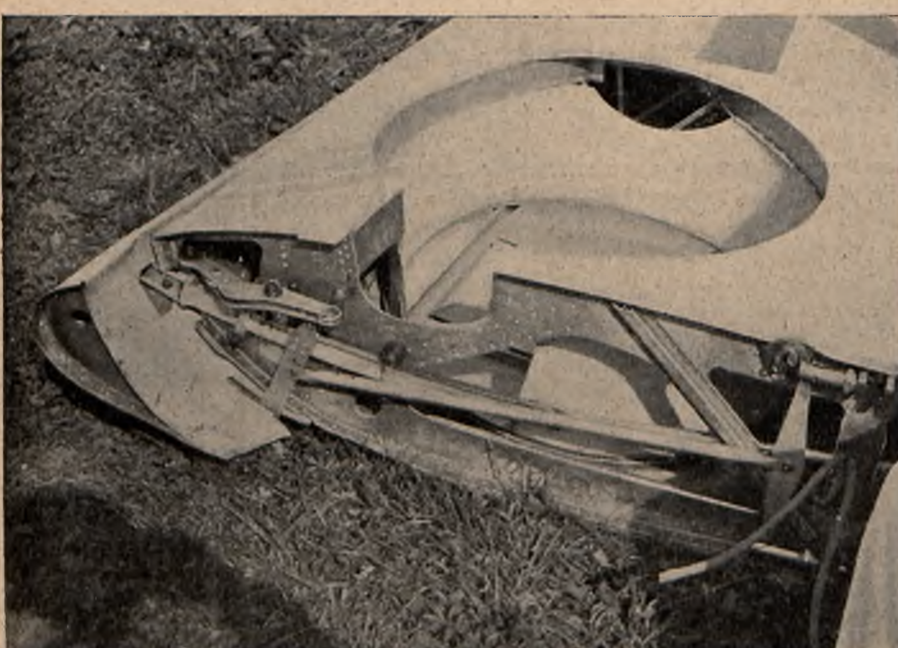
Łoże silnika Hirth dla tych samolotów (rys. 7) zdu-



Rys. 3. Samolot Messerschmidt BF — 108. Widok od tyłu zgóry.



Rys. 4. Skrzydło samolotu Messerschmidt BF — 108. odjęte i odwrócone.



Rys. 5. Skrzydło samolotu BF — 108, część przednia.

miewa śmiałością konstrukcji. Silnik zawieszony jest w czterech punktach, przyczem karter zastępuje pracujący pręt w przednim górnym trójkącie.

Kabina bardzo obszerna, otwierana przez otwieranie połówek pokryw ku prodowi. Dla ułatwienia wyskoczenia z kabiny, pokrywy mogą być łatwo wyrzucone.

Dane charakterystyczne:

powierzchnia nośna — 16 m^2,

rozpiętość — 10,312 m,

długość — 8,06 m,

wysokość — 2,10 m,

ciężar własny — 560 kg,

ciężar użyteczny—490 kg,

ciężar całkowity—1050 kg.

Szybkość maksymalna—podawana — wynosi 305 km/godz. Podczas próby szybkości uzyskano 291 km/godz. (z silnikiem Hirth).

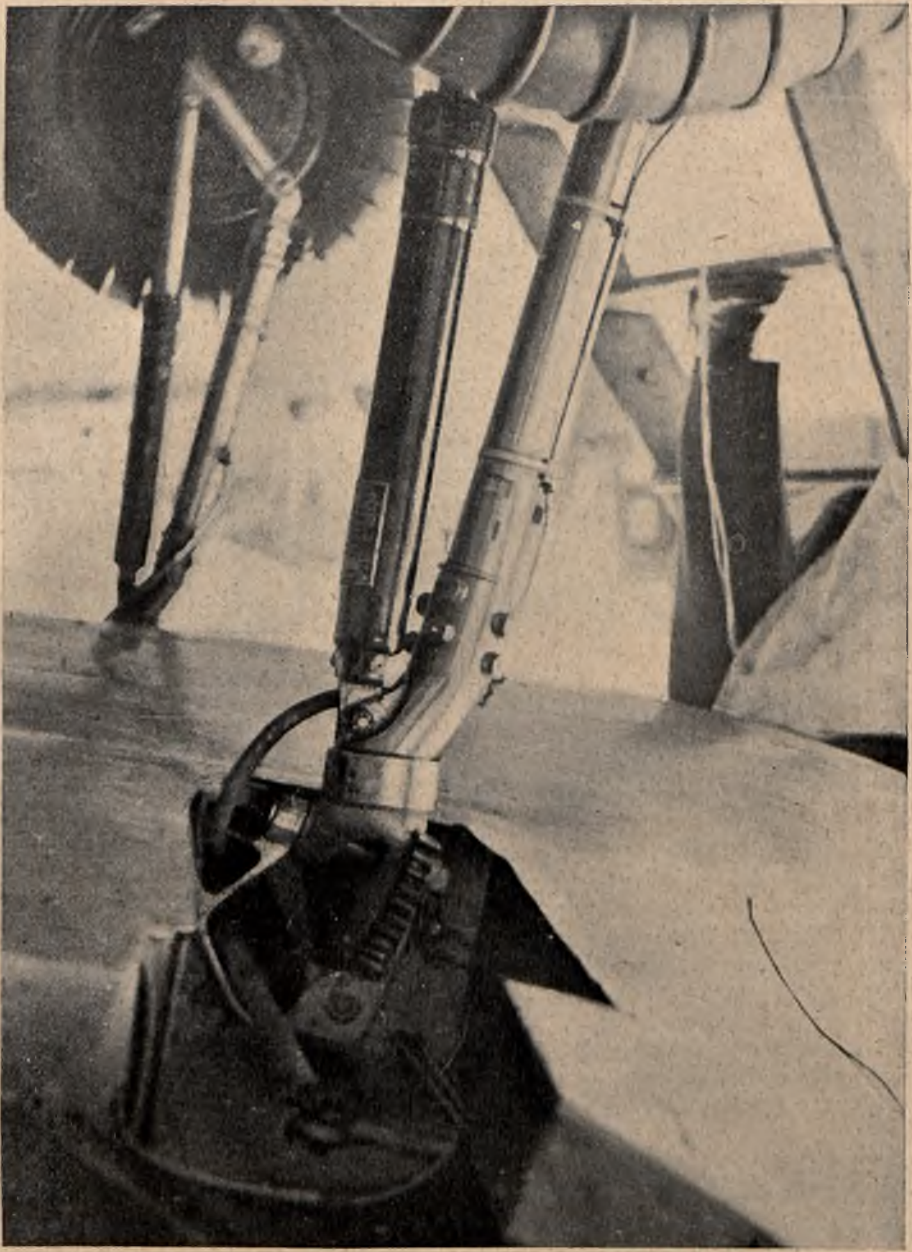
Zasięg przy obciążeniu 4 pasażerami wynosi 700 km, przy zużyciu 140 lt benzyny.

FIESELER 97.

Konstrukcja mieszana, skrzydło o zmiennej powierzchni. Skrzydło drewniane, jednodźwigarowe, z pomocniczym tylnym dźwigarem; pokrycie sklejką.

Kształt skrzydła trapezowy, krawędź natarcia tworzy silną strzałę, litera V również bardzo wydatna (rys. 9).

Zmienność powierzchni skrzydła uzyskana jest w następujący sposób: we wklęśnięciu profilu głównego (rys. 9, dolna część) na całej rozpiętości skrzydła, ukryty jest profil ruchomy o cięciwie równej około 35% cięciwy głównej. Profil pomocniczy może być wysuwany za po-



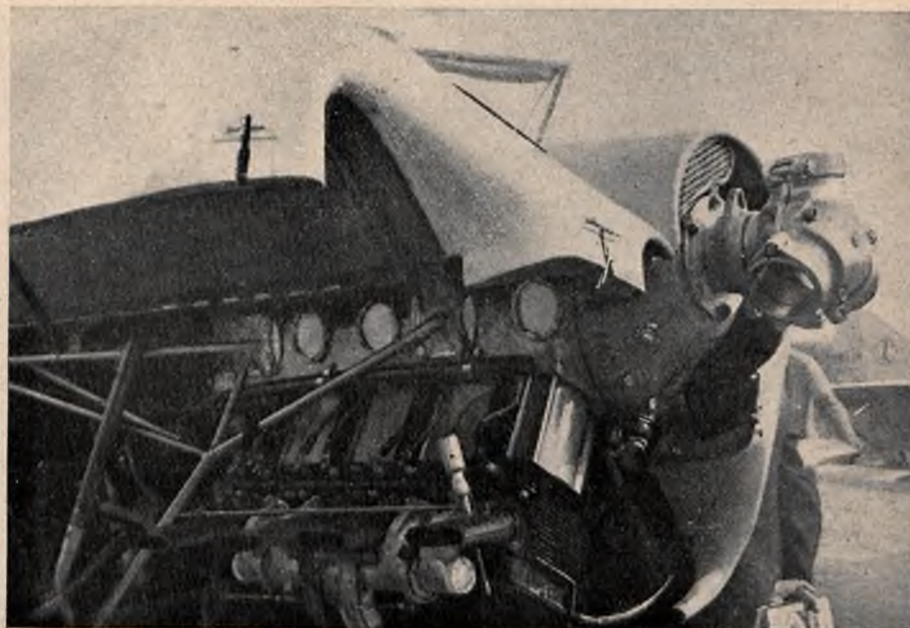
Rys. 6. Podwozie samolotu Messerschmidt B F 108.

mocą paru zębatek łukowych, dzięki czemu po rozsunięciu otrzymuje się profil silnie wklęsły; między profilem stałym i pomocniczym po maksymalnem rozsunięciu tworzy się szeroka szczelina, widoczna na rys. 10 i 11. Krawędź natarcia skrzydła zaopatrzona jest w sloty Handley Page, przyczem zewnętrzna para slotów działa automatycznie, a wewnętrzna (nie uwidoczniona na rys. 9) sterowana jest razem z wysuwaniem tylnej części skrzydła. Lotki o małej rozpiętości i dużej cięciwie, nałożone są na profil główny, który nie jest wycięty pod niemi i wychylają się tylko ku górze, przyczem oś obrotu lotki leży o kilkanaście cm nad skrzydłem, a zawiasy lotek umieszczone są na specjalnych dźwigniach.

Lotki są utrzymywane w stanie zamkniętym przez dość silne sprężyny, gdyż bez nich byłyby otwierane przez ssanie panujące w czasie lotu na górnej powierzchni skrzydła. Sprężyny te dają się odczuć b. wyraźnie przy poruszaniu drążkiem sterowym na ziemi.

Ponieważ profil rozsunięty posiada środek parcia daleko w tyle w stosunku do profilu normalnego, koniecznem było zapewnienie samolotowi dostatecznie dużego momentu równoważącego. Osiągnięto to przez regulację statecznika poziomego w bardzo szerokim zakresie: około 5^0 ku górze i ok. 12^0 ku dołowi, oraz przez zastosowanie nośnego profilu statecznika, dającego większą siłę ku dołowi, t. j. z dolną powierzchnią wypukłą a górną płaską.

Zwiększenie powierzchni nośnej oraz nastawienie sta-



Rys. 7. Łoże silnika Hirth na samolocie Messerschmidt.

tecznika poziomego odbywa się za pomocą tej samej korbki, umieszczonej między pilotami i obsługującej to skrzydło, to statecznik w zależności od nastawienia dźwigienki pomocniczej, włączającej to jedno, to drugie urządzenie, albo oba jednocześnie.

Podczas zawodów okazało się jednak, że zwiększenie powierzchni nośnej nie dało wyników rewelacyjnych. Najmniejszą szybkość dla Fieselera otrzymał pilot Hubrich: 58,49 km/godz. = 16,25 m/sek, co odpowiada C_y max = 308 w stosunku do powierzchni pierwotnej a C_y = 238 w stosunku do powierzchni zwiększonej, podczas gdy szybkość 54,14 km/godz. = 15,04 m/sek., osiągnięta przez kpt. Bajana na RWD—9, tylko przy pomocy opuszczonych klap i otwartych szczelin odpowiada C_y max — 347.

Obliczano tu C_y max w założeniu ciężaru samolotu w locie = 780 kg, co odpowiada regulaminowi próby. (ciężar własny 560 kg, obciążenie użyteczne 200 kg, paliwo około 20 kg). Znalezione wielkości nie są dokładne i mają tylko znaczenie porównawcze w stosunku do wielkości obliczanych w podobny sposób, gdyż np. nie brano tu pod uwagę składowej pionowej ciągu śmigła, która przy tym wielkim kącie, jaki tworzy oś samolotu z kierunkiem szybkości w czasie lotu na szybkości minimalnej, będzie miała duże znaczenie; nie przeliczano szybkości do normalnych warunków ciśnienia i temperatury i t. p.

Według słów zawodników niemieckich przewidywana była szybkość minimalna znacznie mniejsza, nie można było jej osiągnąć tylko z powodu zbyt małej sterowności poprzecznej, jaką samolot wykazywał przy małych szybkościach.

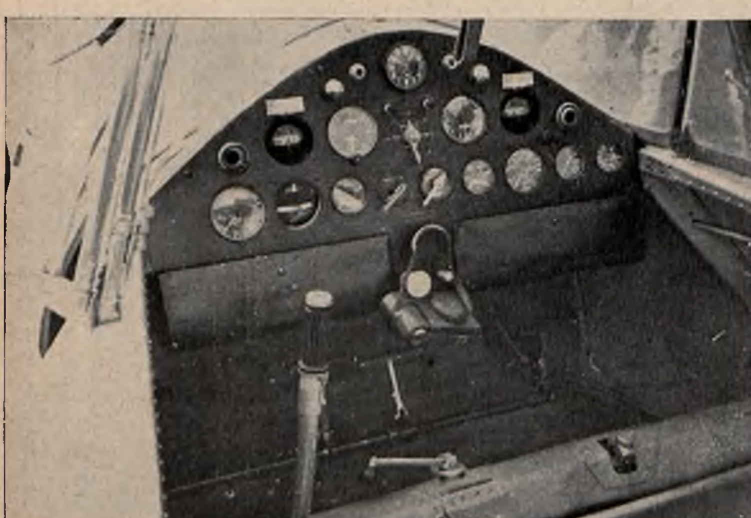
Mechanizm wysuwający profil pomocniczy okazał się przy tem b. zawodnym. Jeden z zawodników po starcie (do próby zużycia paliwa) ze zwiększoną powierzchnią nośną nie mógł wciągnąć w locie profilu pomocniczego, wskutek czego ten właśnie zawodnik miał największe zużycie paliwa. Po zawodach w niektórych samolotach tego typu urządzenie to wogóle nie działało.

Skrzydła składane są przez obrót dokoła dwóch osi i układane wzdłuż kadłuba (rys. 12).

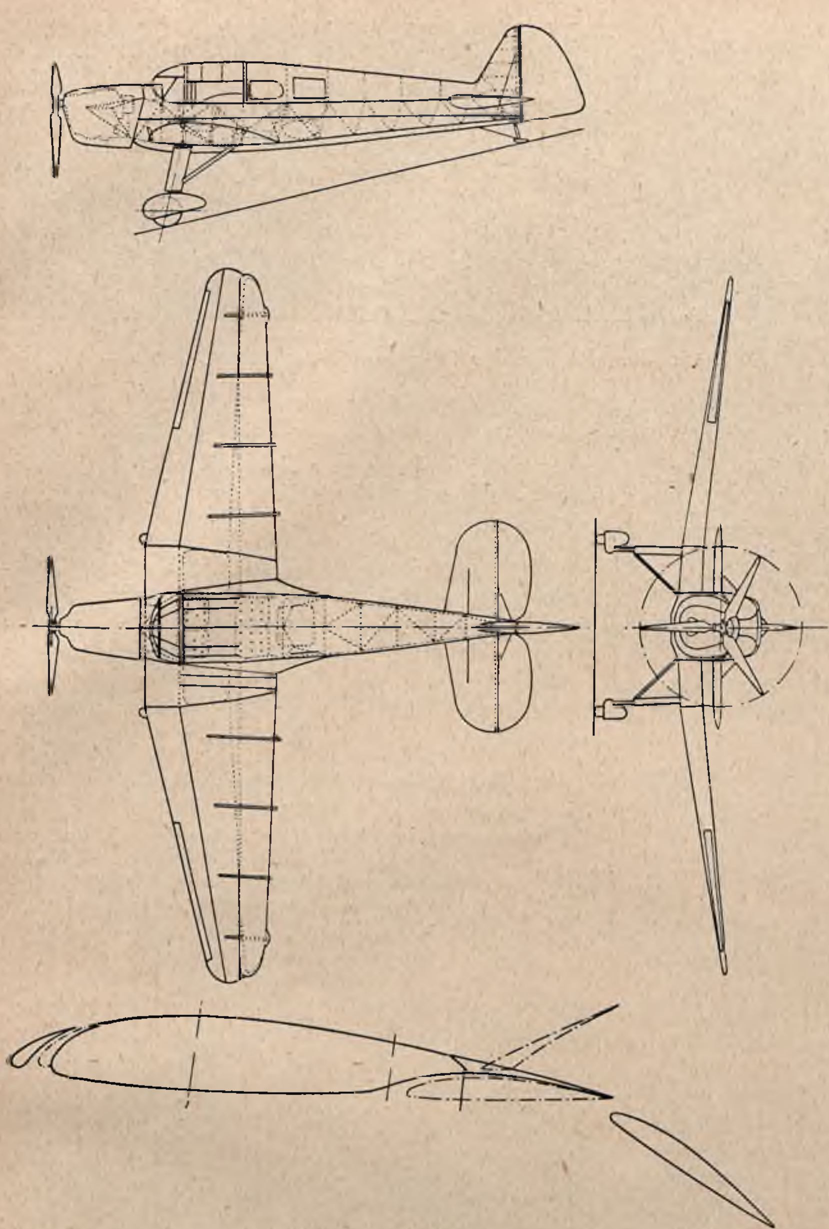
Kadłub spawany z rur stalowych, podobnie centralna część skrzydeł, pokrycie płócienne.

Konstrukcja łoża silnikowego dla silnika Argus (rys. 13) składająca się tylko z dwóch trójkątów z każdej strony, wymaga — podobnie jak wyżej opisane łoże siln. Hirth na samolocie Messerschmidt — pełnego uwzględnienia pracy karteru silnika, gdyż bez tego łoże nie tworzy układu sztywnego.

Statecznik poziomy drewniany, kryty sklejką, podpięty ścięgnami do kadłuba i statecznika pionowego. Stery wysokości i kierunkowy duralowe kryte płótnem. Wyważanie tylko dynamiczne steru wysokości.



Rys. 8. Kabina samolotu Messerschmidt.



Rys. 9. Samolot Fieseler 97 w trzech rzutach, u dołu profil skrzydła.

Podwozie każda połówka składa się z goleni amortyzującej, podpartej dwoma zastrzałami do tyłu i do środka; krótkie półośki kół osadzone są na elemencie wolnonośnym, opartym na tłoku amortyzatora i zabezpieczonym przeciwko obracaniu się dwoma prowadnicami. Amortyzator oleopneumatyczny, hamulce mechaniczne. Rozstawienie kół 2,6 m.

Płoza ogonowa składa się z szerokiego trzewika, umocowanego przegubowo i obrotowo na pionowym amortyzatorze oleopneumatycznym i przyciąganego ku przodowi przez jeden zastrzał umocowany na obu końcach na kardanach.

Kabina b. obszerna, (urządzenie deski z przyrządami widoczne na rys 14), otwierana przez odsuwanie całej pokrywy nad siedzeniami pilotów ku tyłowi. Zbiorniki benzyny: 2 boczne w centralnej części skrzydła i jeden w kadłubie za kabiną.

Dane charakterystyczne:

ciężar własny — 560 kg,
ciężar użyteczny — 490 kg,
ciężar całkowity — 1050 kg,
powierzchnia nośna 15,3 m^2,
powierzchnia nośna powiększona: — około 20 m^2,
rozpiętość — 10,7 m.

Dla samolotu z silnikiem Argus:

wysokość — 2,36 m,
długość — 8,24 m,
szybkość max. podawana — 250 km/godz.
szybkość max. uzyskana — 243 km/godz.

Dla samolotu z silnikiem Hirth:

długość — 8,04 m,
wysokość — 2,76 m,
szybkość max. podawana — 260 km/godz.
szybkość max. uzyskana — 250 km/godz.

KLEMM 36.

Konstrukcia mieszana. Kadłub stalowy spawany (wraz z centralną częścią skrzydła), kryty płótnem; skrzydło dwudźwigarowe kryte sklejką, o stosunkowo dużej powierzchni nośnej. Skrzydło zaopatrzone jest w automatyczne sloty na całej rozpiętości. Tylna część zajęta jest również całkowicie klapami i lotkami, sprzężonemi ze slotami (rys. 15 : 16). Usterzenia konstrukcji drewnianej.

Statecznik poziomy samolotu jest nastawiany w locie, jednakże oprócz tego zachodziła potrzeba wyważania samolotu za pomocą ciężarów umieszczanych w pobliżu płozy ogonowej.



Rys. 10. Samolot Fieseler 97 ze skrzydłem rozsuniętem.



Rys. 11. Samolot Fieseler 97 z rozsuniętem skrzydłem.

Skrzydła składane są—podobnie jak u pozostałych samolotów niemieckich—przez układanie wzdłuż kadłuba (rys. 17). Jednakże wtedy usterzenie poziome miałoby większą rozpiętość niż przednia część samolotu i dla tego wykonano statecznik poziomy i ster wysokości składany, przyczem rura dźwigara steru posiada dwa kardany, które pozwalają na odginanie połówek usterzenia ku górze do składania, ale nie pozwalają na skręcanie się względem siebie obu części steru wysokości podczas lotu. Statecznik podparty jest dwoma zastrzałami.

Podwozie posiada półosie i golenie amortyzacyjne jak w zwykłem podwoziu trójgoleniowem, jedynie zastrzał usztywniający podwozie w kierunku osi podłużnej samolotu został zastąpiony przez dwa ścięgna, spełniające to samo zadanie co zastrzał.

Jeden z samolotów Klemm (Nr. konkursowy 25) — rys. 18 — posiadał podwozie całkowicie wolnonośne, patent Messerschmidt.

Otwieranie kabiny przez podnoszenie lewej ściany i pokrywy kabiny ku górze. Dla wyskakiwania w locie cała pokrywa może być łatwo wyrzucona.

Dane charakterystyczne:

powierzchnia nośna — 19,5 m^2,
rozpiętość — 12,0 m,
długość — 9,2 m,
wysokość — 2,38 m,
ciężar własny — 560 kg,
ciężar użyteczny — 490 kg,
ciężar całkowity — 1050 kg,
pojemność zbiorników benzyny (dwóch) — 230 lt.,
pojemność zbiorników oliwy—dla siln. Hirth — 11 lt.,
pojemność zbiorników oliwy dla siln. Argus — 24 lt.,
podawana szybkość maksymalna (z siln. Hirth), przy pełnem obciążeniu — 250 km/godz.,
szybkość lądowania—bez slotów i klap—80 km/godz.,
szybkość lądowania z otworzonemi slotami i opuszczonemi klapami — 55 km/godz.,
pułap praktyczny — 5900 m,
zasięg — 900 km.

SAMOLOTY WŁOSKIE.

Samoloty włoskie należały do trzech typów: PS—1 z silnikiem Fiat A—70; Breda 42, również z silnikiem Fiat A—70 i Breda 39—S z silnikiem Colombo. Z każdego typu zgłosiło się po dwa samoloty.

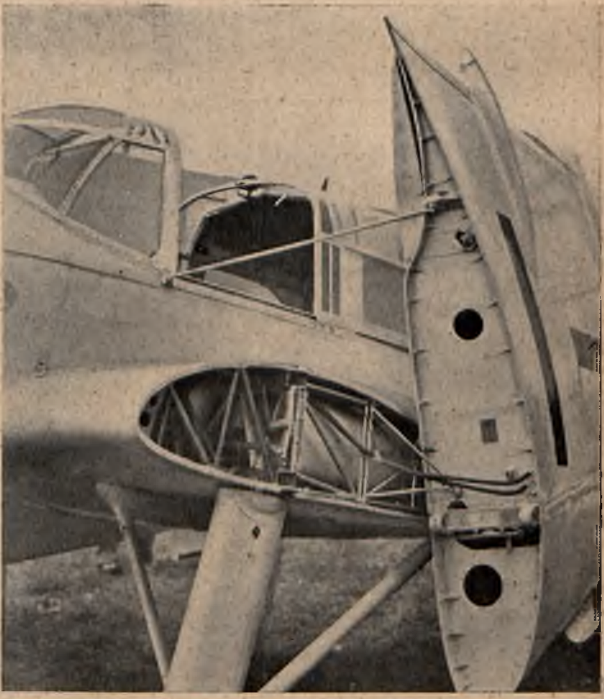
PS—1.

Samolot konstrukcji inż. Pallavicino, zbudowany w zakładach Caproni'ego. Dolnopłat wolnonośny (rys. 19), konstrukcja metalowa, kryta płótnem. Kadłub stalowy spawany, razem z częścią środkową skrzydeł, pokrycie płótnem. Obszerna kabina na 4 osoby, po dwa miejsca obok siebie, dobra widoczność wdół ku przodowi dzięki szybkom w kabinie dochodzącym aż do skrzydła (rys. 20a).

Boczne, przypinane części skrzydeł kształtu trapezowego z wielką różnicą wielkości cięciw skrajnych, b. interesującej konstrukcji: jednodźwigarowe, o dźwigarze kształtu i układu jak Monospar, ale spawane z rur stalowych (rys. 20-a i b)). Żeberka duralowe, całość pokryta płótnem. Skrzydło zaopatrzone jest w sloty, ale nie posiada klap.

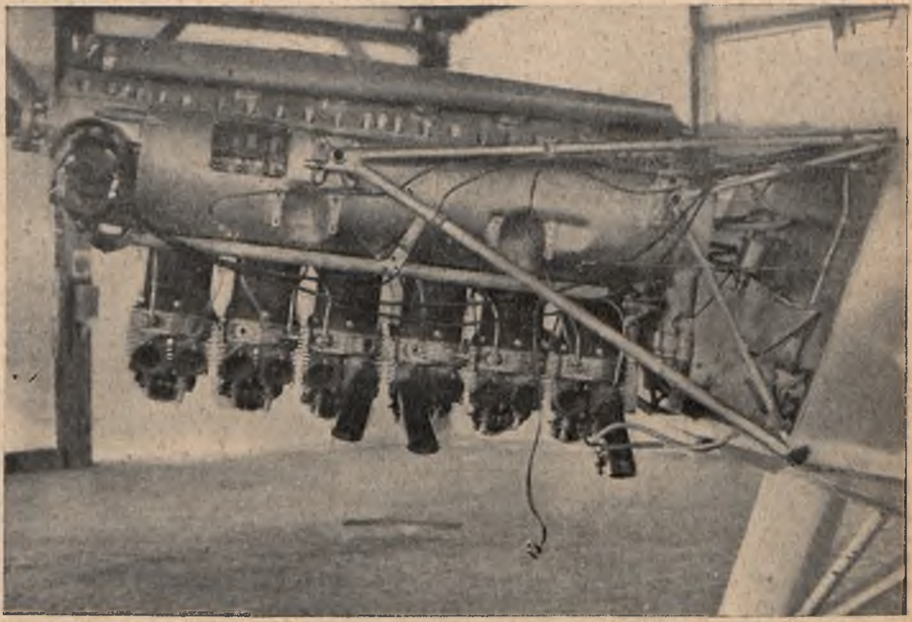
Skrzydło składane jest przez obrót dokoła dwóch osi i układane wzdłuż kadłuba (rys. 20).

Podwozie chowane ku tyłowi o konstrukcji następującej: koło osadzone jest w widelcu na amortyzatorze; górny koniec amortyzatora oparty jest na jednem z ramion dźwigni kolankowej (patrz rys. 20-a) posiadającej



Rys. 12. Samolot Fieseler 97 ze złożonem skrzydłem.

oś obrotu równoległą do osi poprzecznej samolotu i umieszczonej wewnątrz skrzydła nad samą dolną powierzchnią jego. Usztywnienie goleni amortyzacyjnej ku tyłowi i na boki zapomocą konstrukcji płaskiej z rur stalowych spawanych, umocowanej pod skrzydłem przegubowo na osi równoległej do osi obrotu dźwigni kolankowej. Mechanizm ten, poruszany układem kół zębatych i łańcuchowych, wysuwa górny koniec amortyzatora z wnętrza skrzydła i zmusza amortyzator i tylną kratę podwozia do ułożenia się pod skrzydłem w kierunku cięciwy, przyczem koło chowa się do połowy w skrzydle.



Rys. 13. Łoże silnika Argus na samolocie Fieseler.

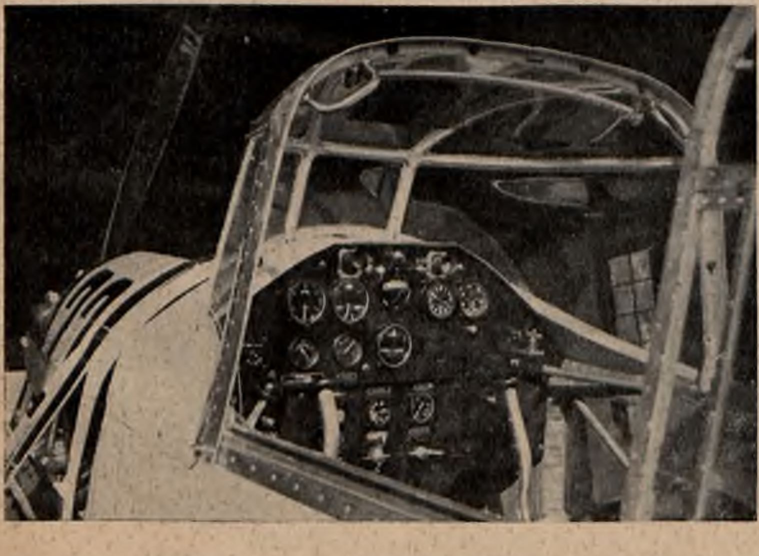
Dane charakterystyczne:

powierzchnia nośna — 17,54 m^2,
rozpiętość — 10,69 m,
długość — 7,19 m,
wysokość — 2,21 m,
ciężar własny — 560 kg,
ciężar użyteczny — 490 kg,
ciężar całkowity — 1050 kg,
pojemność zbiorników: 150 kg benzyny, 18 kg oliwy.

Silnik Fiat A—70
gwiazdowy 7-mio cylindrowy.

Dane charakterystyczne:

średnica — 115 mm,
skok — 115 mm,
pojemność skokowa — 8,36 lt.,
średnica zewnętrzna — 930 mm,
moc — 180 KM przy 2100 obr./min.,
stopień sprężania — 5,7,
ciężar (bez piasty) — 160 kg.



Rys. 14. Kabina samolotu Fieseler 97.

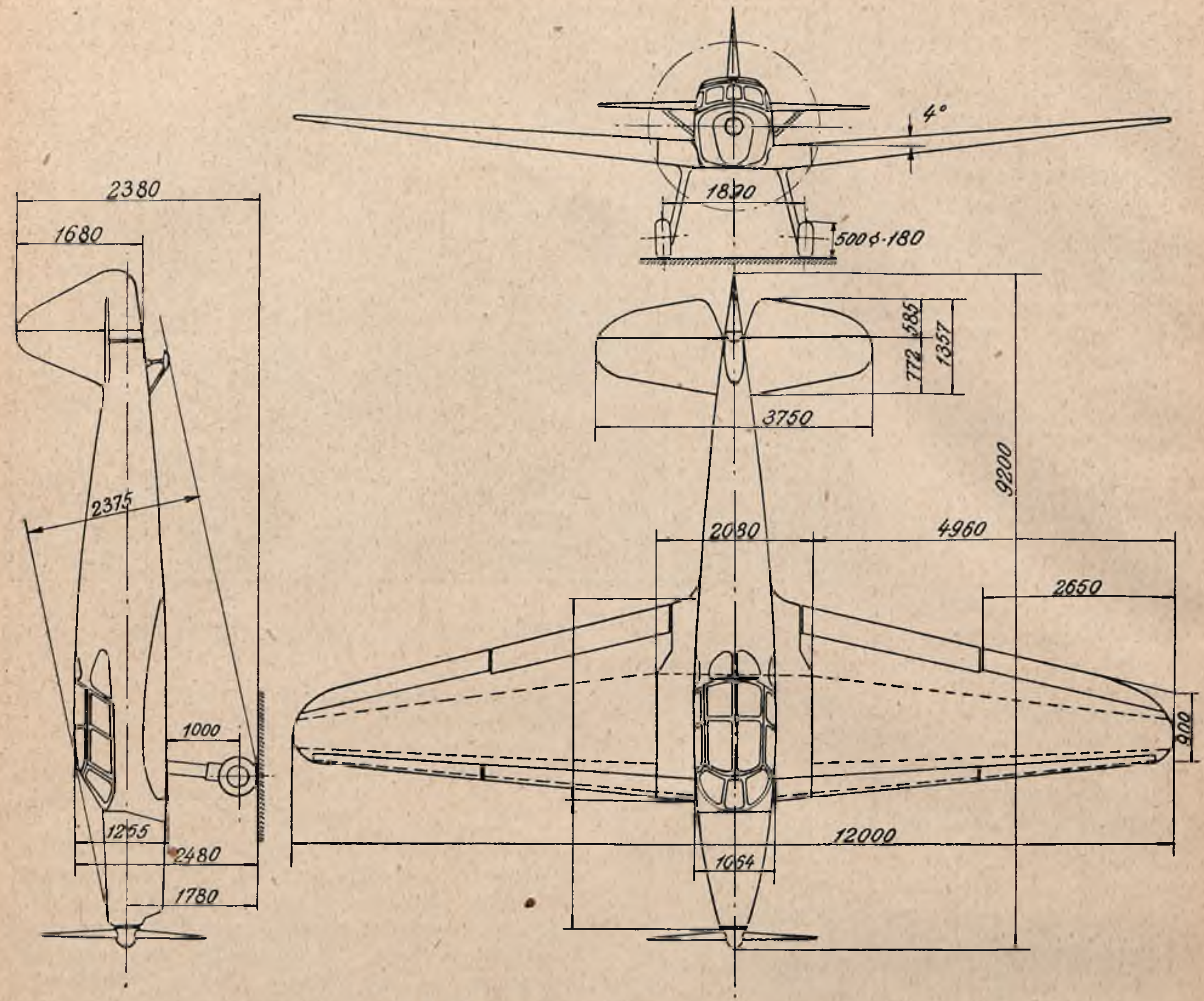
RREDA 39—S.

Samolot ten jest rozwinięciem typu Breda 39, dwumiejscowego, który brał udział w Challenge'u 1932 r.

Jest to dolnopłat trzymiejscowy (rys. 21, 22, 23). Skrzydła składają się z trzech części: środkowa — stalowa spawana razem z kadłubem, boczne — drewniane dwudźwigarowe, kryte płótnem, podpięte są ścięgnami do górnych podłużnic kadłuba i do sztywnej konstrukcji podwozia. Centralna część skrzydła podparta od góry krótkiemi zastrzałami o kształcie V dla przenoszenia obciążeń z podwozia.

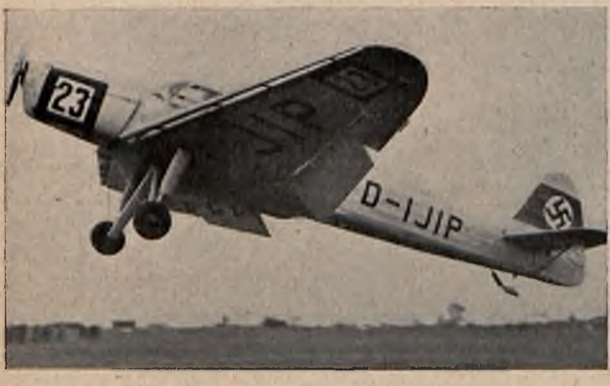
Skrzydła posiadają obrys eliptyczny, ze znacznem zwężeniem przy kadłubie, w przeciwstawieniu do innych typów samolotów (z wyjątkiem RWD—9), które miały obfite wypełnienie kątów przy nasadzie skrzydeł.

Lotki zajmują około połowy rozpiętości skrzydeł; wewnętrzna część rozpiętości zajęta jest przez klapy opuszczane dla szybkości minimalnej. Oprócz tego samolot ten posiada szczeliny w tylnej części profilu (widoczne na rys. 21, 23 oraz rys. 27-a i b), łączące dolną stronę z górną. Szczeliny te są otwierane przez pilota niezależnie od opuszczania klap Autorem ich jest inż. Mazzini, pracujący od kilku lat nad tym wynalazkiem w zakładach Breda.



Rys. 15. Samolot Klemm 36 w trzech rzutach.

Samolot ten nie posiada slotów. Warto podkreślić, że oba typy samolotów Breda nie posiadały slotów, czem wyróżniały się od wszystkich pozostałych samolotów konkursowych. Zastosowane wzamian slotów szczeliny Mazziniego nie dały dostatecznych wyników, gdyż żaden z samolotów obu typów Breda podczas próby szybkości minimalnej nie osiągnął szybkości mniejszej od 75 km/godz.



Rys. 16. Samolot Klemm 36.

Składanie skrzydeł ku tyłowi, wzdłuż kadłuba, dokoła dwóch osi.

Kadłub stalowy spawany, kryty płótnem. Kabina dość wąska z trzema miejscami jedno za drugiem, otwierana przez zsuwanie pokryw celluloidowych wdół.

Podwozie składa się z dwóch goleni o konstrukcji kratowej z rur stalowych spawanych, powiązanych na boki ściągnami z kadłubem i skrzydłem. Przed golenią znajduje się koło, związane z nią przegubowo i podparte amortyzatorem.

Dane charakterystyczne:

powierzchnia nośna — 15,85 m^2,
rozpiętość — 10,1 m,

długość — 7,82 m,
wysokość — 3,29 m,
ciężar własny — 560 kg,
ciężar użyteczny — 350 kg,
w tem benzyna — 110 kg,
oliwa — 15 kg,
ciężar całkowity — 910 kg.

Dane charakterystyczne silnika *Colombo S—63:* układ szeregowy, nieodwrócony, 6-cylindrowy.
średnica — 114 mm,
skok — 140 mm,
moc — 145 KM przy 2000 obr./min.,
stopień sprężania — 5,2,
ciężar silnika z piastą śmigła — 157 kg,
średnica śmigła — 2,15 m.

BREDA 42.

Układ i konstrukcja jak w samolocie Breda 39—S z zastąpieniem silnika Colombo przez silnik Fiat — gwiazdowy (rys. 24 i 25). W związku z tem kadłub otrzymał przekrój b. gładki, eliptyczny, a kabina — również na trzy miejsca jedno za drugiem — została rozszerzona. Otwieranie kabiny przez podnoszenie pokryw ku górze.

Skrzydła przy nasadzie posiadają — podobnie jak w samolocie Breda 39 — zmniejszoną cięciwę, ale zastosowano tu już wypełnienie kątów między skrzydłem i kadłubem. Samoloty Breda 42, podobnie jak Breda 39—S, zaopatrzone są w szczeliny Mazziniego i klapy (rys. 25 i 27), a nie mają slotów.

Składanie skrzydeł ku tyłowi, dokoła osi pochyłej (rys. 26).

Dane charakterystyczne:
powierzchnia nośna — 15,85 m²,
rozpiętość — 10,1 m,
długość — 7,80 m,
wysokość — 3,20 m,
ciężar własny — 560 kg,
ciężar użyteczny — 350 kg,
w tem 175 kg benzyny,
15 kg oliwy,
ciężar całkowity — 910 kg.

SAMOLOTY CZESKO-SŁOWACKIE.

Były to samoloty tylko dwóch typów: Aero A—200 i RWD—9 oba typy z silnikiem Waltera Bora. Ponieważ RWD—9 zgłoszone przez Czechosłowację niczem nie różnią się od naszych RWD—9 z tym samym silnikiem, więc opisane będą niżej, w dziale samolotów polskich.



Rys. 17. Samolot Klemm 36 ze złożonem skrzydłem.

AERO A—200.

Dolnopłat, konstrukcji mieszanej, czteromiejscowy, po dwa miejsca obok siebie (rys. 28).

Kadłub stalowy spawany, kryty płótnem. Kabina obszerna; dobra widoczność ku dołowi wprzód, dzięki nisko umieszczonym szybkom.

Skrzydło drewniane kryte płótnem, dwudźwigarowe, podpięte ścięgnami do górnych podłużnic kadłuba i do podwozia; profil stały na całej rozpiętości, łagodne przejście w kadłub.

Skrzydło ma sloty na całej rozpiętości, oraz klapy i lotki, zajmujące całą tylną krawędź.

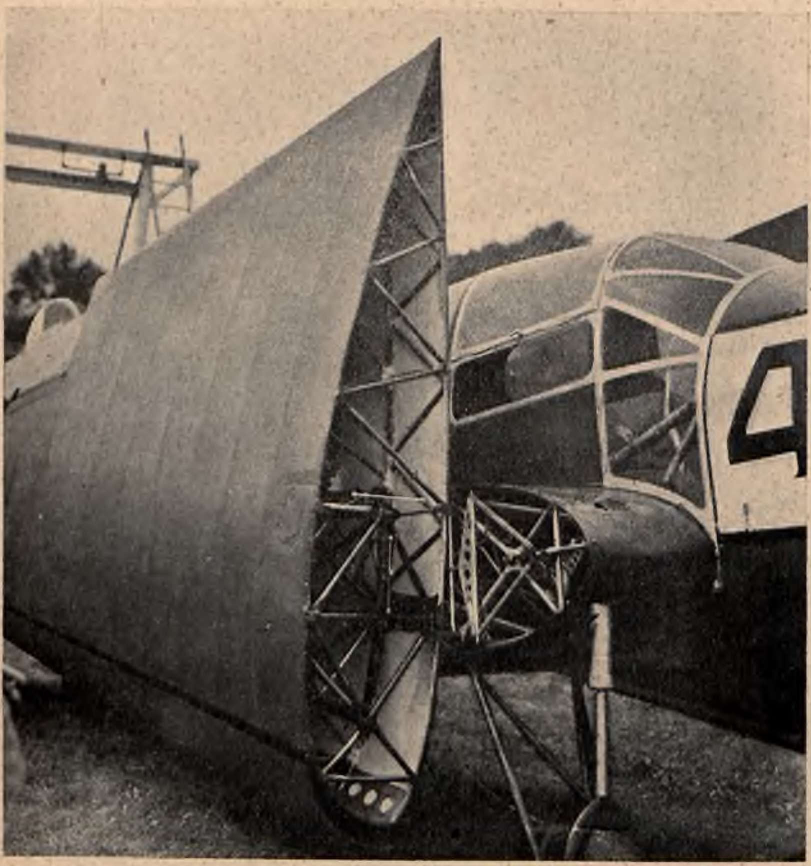
Składanie skrzydeł przez obrót wtył; dzięki ukośnemu ustawieniu osi wystarcza obrót skrzydła dokoła jednej osi (rys. 30).

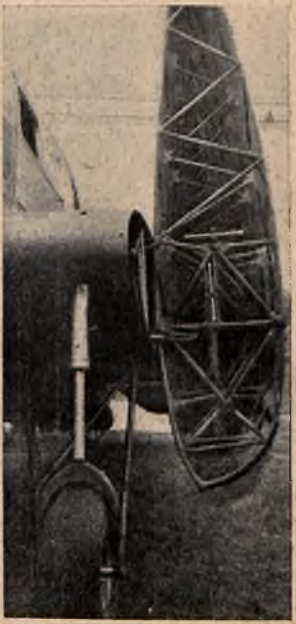


Rys. 18. Samolot Klemm 36 z podwoziem wolnonośnem.



Rys. 19. Samolot PS — 1.





Rys. 20-a. Samolot PS — 1, ze złożonem skrzydłem. Rys. 20-b.

Usterzenie również drewniane, usztywnione cięgnami.

Podwozie samolotu składa się z goleni, usztywnionej zastrzałem w kierunku podłużnym i cięgnami w kierunku poprzecznym (rys. 29).

Dane charakterystyczne:

ciężar własny — 560 kg,
ciężar użyteczny — 440 kg,
w tem około 150 kg benzyny,
ciężar całkowity — 1000 kg,
rozpiętość — 11,1 m,
powierzchnia nośna — 16,58 m^2,
szybkość maksymalna — około 245 km/godz.

SAMOLOTY POLSKIE.

Oba typy naszych samolotów stanowią dalsze etapy rozwojowe samolotów poprzedniego Challenge'u i posiadają wiele cech wspólnych ze swemi poprzednikami.

PZL—26.

Dolnopłat trzymiejscowy wolnonośny, konstrukcji metalowej (rys. 31, 32 i 33).

Skrzydła składają się z trzech części: centralna o konstrukcji spawanej połączona jest z kadłubem, dwie boczne odejmowane. Konstrukcja bocznych części skrzydła kesonowa: keson o przekroju prostokątnym wykonany jest z blachy falistej duralowej; na przedniej i tylnej ścianie kesonu fale ułożone są pionowo, na ścianach górnej i dolnej — wzdłuż rozpiętości.

Skrzydło pokryte jest blachą duralową. Nitowanie za pomocą nitów Dodé o główce b. mało wystającej.

Urządzenie do lotu na szybkości minimalnej zawiera sloty automatyczne na całej rozpiętości, aż do kadłuba z częściami wewnętrznemi blokowanemi, oraz klapy-krokodyle, otwierane przez pilota; maksymalne wychylenie klap wynosi 60°. W czasie próby szybkości minimalnej najlepszy wynik uzyskany dał szybkość 60,58 km/godz. = 16,3 m/sek., co odpowiada Cy max = 270 (porównaj opis samolotu Messerschmidt).

Składanie skrzydeł odbywa się przez opuszczenie ich wdół pod samolot i obrót ku tyłowi (rys. 35 i 36).

Usterzenia całkowite wolnonośne, konstrukcji metalowej łącznie z pokryciem. Statecznik poziomy nastawiany w locie.

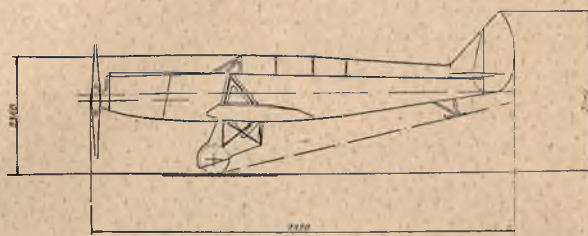
Kadłub spawany z rur ze stali chromo molibdenowej, pokrycie płócienne. Kabina trzyosobowa, z miejscami jedno za drugiem, otwierana przez podnoszenie pokrywy wgórę. Pokrywy można też łatwo odrzucić dla umożliwienia wyskoczenia.

Podwozie całkowicie wolnonośne (rys. 34), amortyzator umocowany jest do centralnej części skrzydła. Tłok amortyzatora poziada koło żłobkowane, które posuwa się w odpowiadających prowadnicach i zapobiega obracaniu

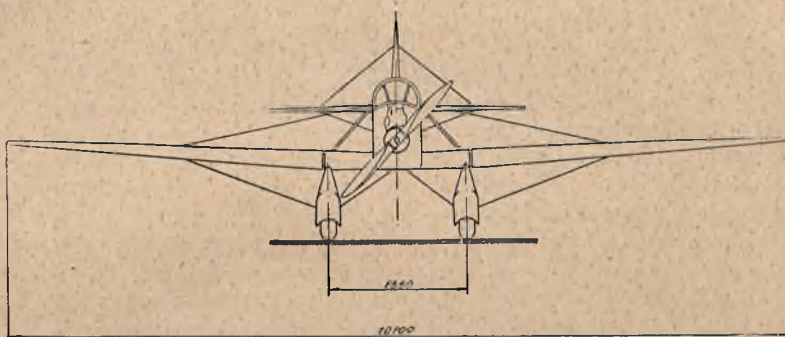
się koła podwoziowego, osadzonego na tłoku za pomocą krótkiej półośki. Całość jest b. starannie oprofilowana.

Na samolocie wyraźną cechę wycisnęły dążenia do uzyskania jaknajwiększej szybkości maksymalnej, na co był położony nacisk przez konstruktora. Bardzo starannie przestudjowano kształty aerodynamiczne samolotu: wolnonośne skrzydła, usterzenia i podwozie; obrys skrzydeł prawie dokładnie eliptyczny; b. starannie opracowane przejścia między skrzydłami i kadłubem; kadłub wąski, o małym przekroju, staranne oprofilowanie silnika.

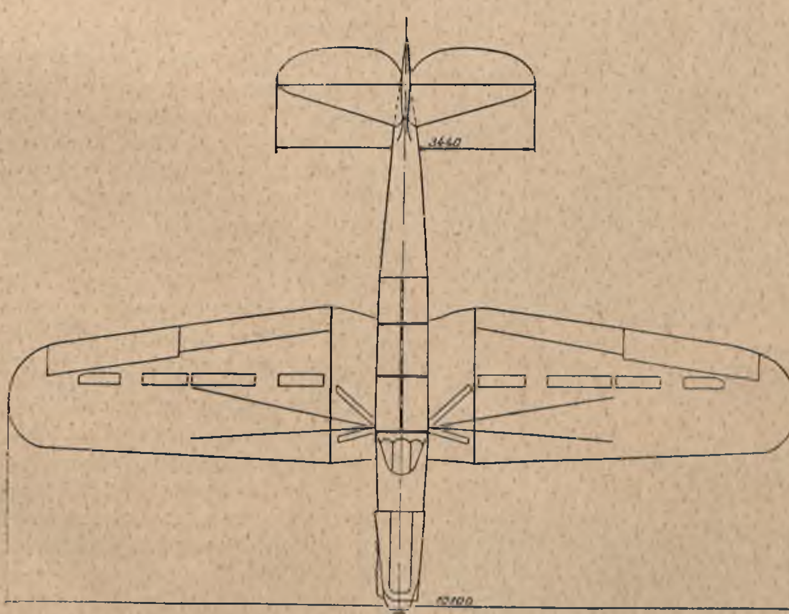
W wyniku otrzymano samolot o wielkiej szybkości, i przytem wielkiej rozpiętości szybkości, gdyż uzyskano szybkość maksymalną — 302 km/godz., a minimalną — 60 km/godz. Należy przytem podkreślić, że wyniki te otrzymano środkami stosunkowo prostemi, gdyż np. nie uciekano się do chowania podwozia, i klapy-



Breda 39 - S



Breda 39 - S



Breda 39 - S

Rys. 21. Samolot Breda 39 — S w trzech rzutach.

krokodyle urządzono tylko na części rozpiętości między lotkami, dzięki czemu można było pozostać przy prostem i pewnem sterowaniu zwykłemi lotkami.

Dane charakterystyczne:

powierzchnia nośna — 16,34 m^2,
rozpiętość — 10,42 m,
długość — 7,5 m,
ciężar własny — 560 kg,
ciężar użyteczny — 445 kg,
ciężar całkowity — 1005 kg,
szybkość maksymalna — 302 km/godz.,
szybkość minimalna — 60 km/godz.

Silnik Menasco Bucaneer B—6S—3.

6-cio cylindrowy, szeregowy, odwrócony, z kompresorem, bez reduktora.
średnica cylindra — 114 mm,
skok — 130 mm,
pojemność skokowa — 8,013 lt.,
stopień sprężania — 5,5,
moc — 265 KM przy 2500 obr./min.,
ciężar — 187 kg.

RWD—9.

Samoloty te wyróżniały się od wszystkich pozostałych podobnie jak w 1932 r. układem skrzydeł, gdyż były to jedyne (z wyjątkiem Puss Motha w roku bieżącym) górnopłaty, biorące udział w Challenge'u. Układ taki, jakkolwiek jest trudniejszy do dobrego i lekkiego rozwiązania ze względu na większy ciężar własny oraz większe opory, ma wielkie zalety, jakich nie można uzyskać w żadnym dolnopłacie: łatwość wsiadania i wysiadania, widoczność wdół, prostota urządzenia i łatwość składania. Są to tak wielkie plusy, że w prawdziwym turystycznym samolocie warto zapłacić za nie stratą kilku procent szybkości i kilku czy nawet kilkunastu kilogramami ciężaru.



Rys. 22. Samolot Breda 39 — S.



Rys. 23. Samolot Breda 39 — S.



Rys. 25. Samolot Breda 42.



Rys. 26. Samolot Breda 42 złożony.

Samolot RWD—9 z silnikiem Skoda Gr 760 lub Walter Bora jest czteromiejscowym górnopłatem, zastrzałowym, konstrukcji mieszanej: skrzydło drewniane, dwudźwigarowe, kryte płótnem o stałej cięciwie na całej rozpiętości (rys. 37, 38 i 39). Zastrzały podpierające skrzydło zbiegają się w jednym węźle, leżącym pionowo pod kadłubowym węzłem tylnego dźwigara, co umożliwia składanie skrzydeł ku tyłowi dokoła osi przechodzącej przez te dwa węzły. Przedni zastrzał podparty dwoma prętami dla usztywnienia przeciwko wyboczeniu. Skrzydło posiada sloty automatyczne blokowane na całej rozpiętości między lotkami, oraz interceptory, sprzężone z lotkami przy opuszczonych klapach.

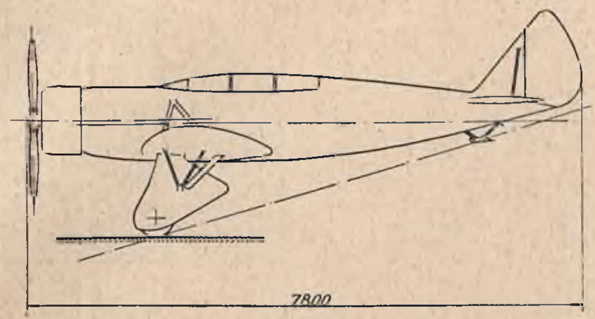
Kadłub spawany z rur ze stali chromo-molibdenowej, kryty płótnem. Kabina na 4 miejsca, po dwa obok siebie, o wymiarach (pośrodku): szerokość 98 cm, wysokość 120 cm, bez żadnych przegród, prętów i t. p. wewnątrz. Przednie siedzenia, oba zaopatrzone w stery, są przesuwane w kierunku podłużnym. Tylne siedzenie urządzone jest jako kanapa. Drzwi prowadzące do kabiny mogą być po otwarciu ustalone, aby nie zamykał ich prąd powietrza od śmigła w czasie biegu silnika na ziemi. Dla wyskakiwania drzwi mogą być wyrzucone jednym ruchem, który wyciąga zawiasy. Okna kabiny mogą być otwierane i ustalane w dowolnem odchyleniu w czasie lotu. Góra

kabiny posiada przezroczyste pokrycie, dla uzyskania dobrej widoczności w górę.

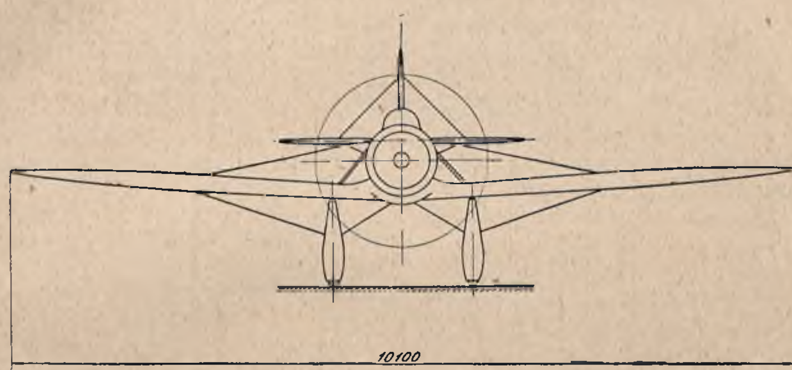
Stery i stateczniki drewniane, kryte płótnem, budowy wolnonośnej, statecznik głębokości nastawiany w locie.

Podwozie trójgoleniowe, bardzo niskie: żadna część jego nie wystaje ponad podłogę kabiny, dzięki czemu dostęp do kabiny jest bardzo wygodny.

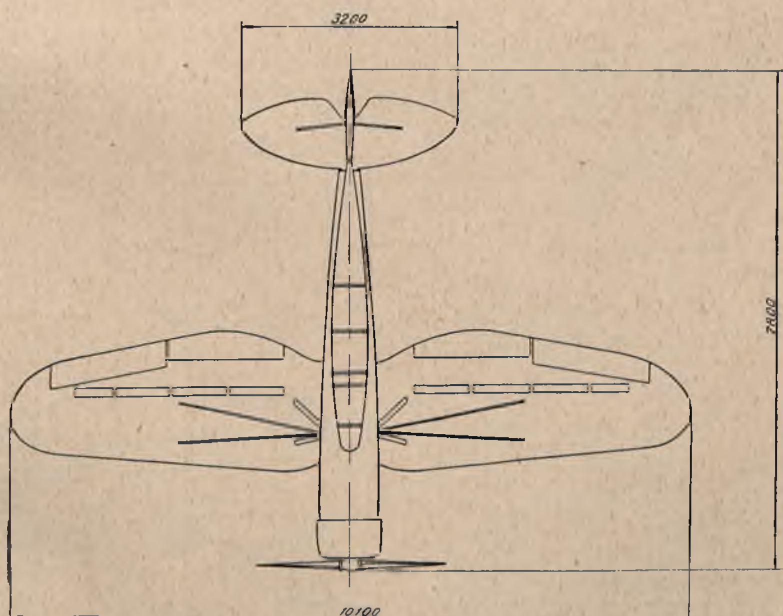
Składanie skrzydeł miało najprostsze urządzenie ze wszystkich samolotów biorących udział w Challenge'u. Dla złożenia skrzydła wystarczyło podnieść klapy i wy-



Breda 42

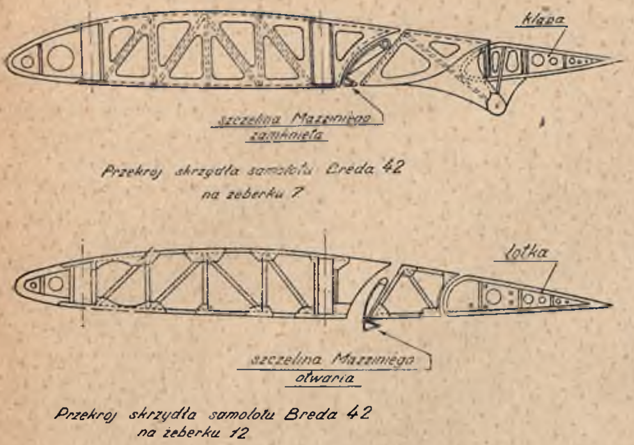


Breda 42.

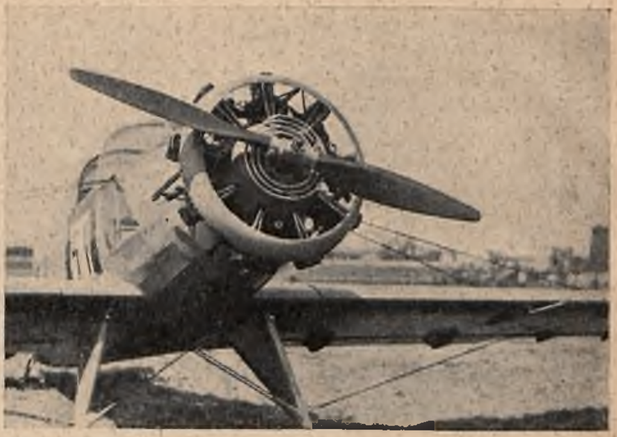


Breda 42.

Rys. 24. Samolot Breda 42 w trzech rzutach.



Rys. 27. Szczeliny Mazziniego.



Rys. 29. Samolot Aero 200.

ciągnąć sworzeń łączący dźwigar przedni z kadłubem. Sworzeń ten zaopatrzony był w wygodny uchwyt. (Fotografje samolotu RWD—9 ze złożonemi skrzydłami podane były w sierpniowym zeszycie „Przeglądu Lotniczego").

Rozrusznik na sprężone powietrze, przyczem ładowanie zbiornika powietrza następowało automatycznie od silnika, tak iż rozruch wykonywany był całkowicie własnemi siłami, bez dostarczania energji zzewnątrz.

Dane charakterystyczne:
powierzchnia nośna — 16 m^2,
rozpiętość — 11,64 m,
długość — 7,05 m,
wysokość — 2,03 m,
rozpiętość po złożeniu — 3,25 m,
ciężar własny — 560 kg,
ciężar użyteczny — 370 kg,
ciężar całkowity — 930 kg.
Uzyskane szybkości:
maksymalna z silnikiem Skoda — 280 km/godz.,
maksymalna z silnikiem Walter — 250 km/godz.,
minimalna — 54 km/godz.

Silnik Skoda Gr 760.

Gwiazdowy, 9 cylindrowy, bez sprężarki, ale z mieszadłem i z reduktorem.
Pojemność skokowa — 7,6 lt.
Moc — 280 KM przy 3300 obr./min.
Ciężar silnika — 148 kg.

Silnik Waltera-Bora.

Gwiazdowy, 9-cio cylindrowy, bez kompresora ani reduktora:
średnica cylindra — 105 mm,
skok — 120 mm,
pojemność skokowa — 9,35 lt.,
stopień sprężania — 6,3,
moc — 220 KM przy 2300 obr./min.,
ciężar silnika — 165 kg.

SAMOLOT ANGIELSKI — PUSS MOTH.

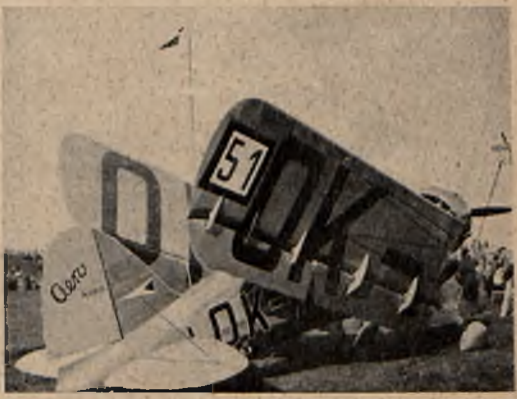
Samolot ten różnił się od zwykłego samolotu Puss Moth'a tylko urządzeniem głębokich bo sięgających tylnego dźwigara i bardzo wąskich klap, umieszczonych przy samym kadłubie (rys. 42) oraz daniem slotów na całej rozpiętości skrzydła. Zato wśród wszystkich innych samolotów biorących udział w zawodach korzystnie wyróżniał się tem, że był to jedyny prawdziwy seryjny samolot turystyczny, jaki w setkach egzemplarzy lata po całym świecie i zaopatrzony był przytem w silnik taki, jaki na tych samolotach jest zawsze używany.

Dla porównania przypominamy tu cechy charakterystyczne tego samolotu: jest to górnopłat zastrzałowy, konstrukcji mieszanej, trzy lub dwumiejscowy, o skrzydłach składanych jak w samolotach RWD—9.

Dane charakterystyczne:
powierzchnia nośna — 20,6 m^2,
rozpiętość — 11,2 m,
długość — 7,6 m,



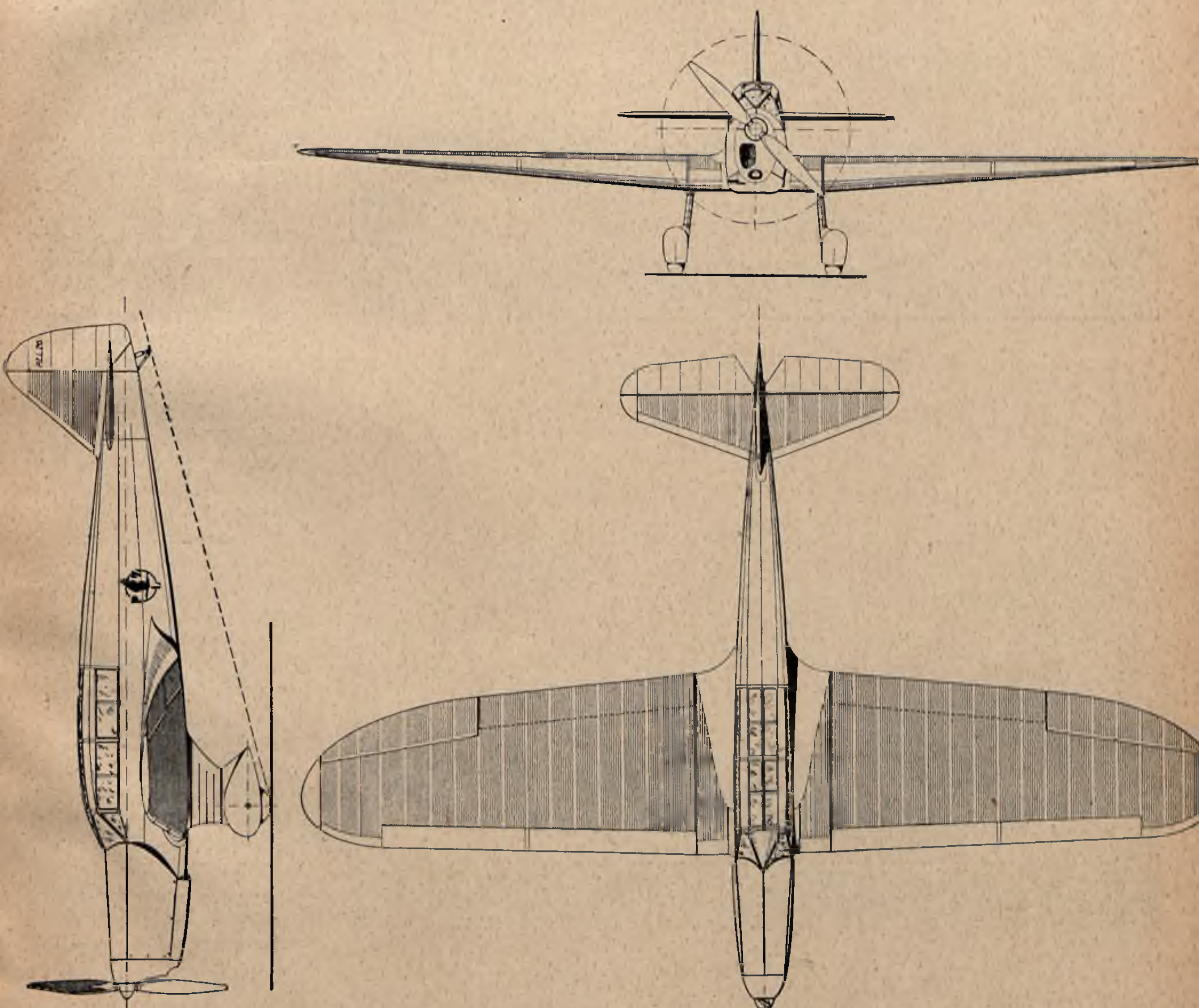
Rys. 28. Samolot Aero 200.



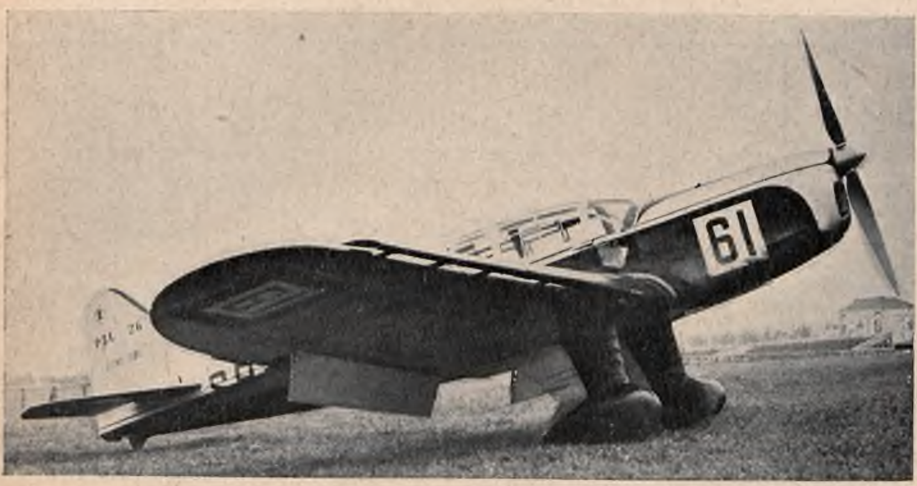
Rys. 30. Samolot Aero 200 złożony.

Zestawienie danych charakterystycznych samolotów Challenge 1934.

Samolot	Silnik	Moc KM	Rozpiętość m	Pow. nośna m²	Ciężar własny kg	Ciężar użytecz. kg	Ciężar całkow. kg	Obciąż. pow. kg/m²	Obciąż. mocy kg/KM	Ilość KM na m²	Szybk. maks. km/godz.	Szybk. minim. km/godz.
BF 108	Hirth	240	10,312	16	560	490	1050	65,6	4,38	15	300	62,7
BF 108	Argus	220	10.312	16	560	490	1050	65.6	4.78	13,7	290	—
Fieseler 97	Hirth	240	10,7	15,3/20	560	490	1050	68,6	4,38	15,7	260	58,5
Fieseler 97	Argus	220	10,7	15.3/20	560	490	1050	68 6	4.78	14,4	250	—
Klemm 36	Hirth	240	12	19,5	560	490	1050	53,9	4,38	12,3	250	57,7
Klemm 36	Argus	220	12	19,5	560	490	1050	53,9	4,78	11,3	—	—
PS—1	Fiat	180	10.69	17.54	560	490	1050	59,9	5,83	10,3	—	75
Breda 42	Fiat	180	10.1	15,85	560	350	910	57,4	5,03	11,3	—	ponad 75
Breda 39—S	Colombo	145	10,1	15,85	560	350	910	57,4	6,28	9,5	—	ponad 75
Aero 200	Walter	220	11,1	16,58	560	440	1000	59,9	4,54	13,3	245	55,8
PZL—26	Menasco	265	10,42	16,34	560	445	1005	61,4	3,79	16,2	302	60
RWD—9	Skoda	280	11,64	16,	560	370	930	58.1	3,31	17.5	280	54,1
RWD—9	Walter	220	11,64	16,	560	370	930	58,1	4,23	13,8	250	54.1
Puss Moth	Gipsy	120	11.2	20,6	560	370	930	45,2	7,75	5,8	200	61,5



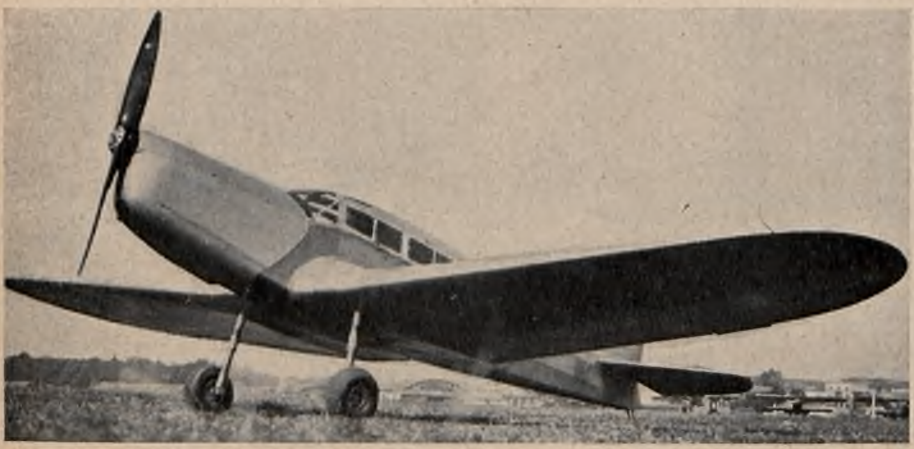
Rys. 31. Samolot PZL—26 w trzech rzutach.



Rys. 32. Samolot PZL—26 z opuszczonemi klapami i wysuniętemi slotami.



Rys. 33. Samolot PZL—26. Widok z tyłu. Otwcrzone klapy-krokodyle.



Rys. 34. Samolot PZL—26. Podwozie bez owiewków.

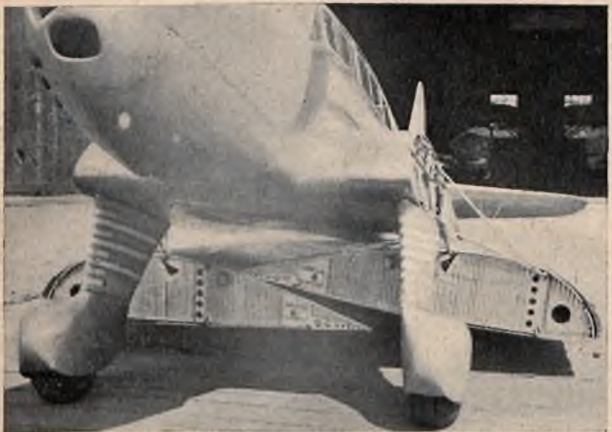
szybkość maksymalna — 200 km/godz., uzyskana szybkość minimalna — 61,5 km/godz.

PORÓWNANIE SAMOLOTÓW 1934 r.

Wszystkie samoloty biorące udział w Challenge'u 1934 r. były jednopłatami. Górnopłatami były tylko RWD—9 i Puss-Math i one tylko posiadały zastrzały podpinające skrzydła. Wszystkie pozostałe samoloty były dolnopłatami, przyczem częściowo posiadały one konstrukcję wolnonośną(wszystkie samoloty niemieckie, nasze PZL i włoskie PS 1) częściowo zaś podpiętą ścięgnami (czeskie Aero A 200 i włoskie Bredy 39 i 42; te ostatnie posiadały także krótkie zastrzały, podpierające centralną część skrzydła). Jeden tylko samolot posiadał konstrukcję całkowicie metalową: był to samolot Messerschmidt — wszystkie pozostałe posiadały kadłuby stalowe spawane z rur, z pokryciem całkowicie lub częściowo płóciennem.

Konstrukcję metalową skrzydła z pokryciem metalowem (poza Messerschmidtem) posiadały tylko samoloty PZL; włoskie PS—1 miały skrzydło stalowe spawane! z pokryciem płóciennem. Pozostałe zaś, a więc niemieckie Fieselery i Klemmy. włoskie Bredy, czeskie Aero, angielski Puss-Moth i nasze RWD — konstrukcję drewnianą, krytą sklejką lub płótnem.

Z pośród urządzeń, służących do uzyskania największej rozpiętości szybkości, na specjalne podkreślenie zasługuje skrzydło o zmiennej powierzchni w samolotach Fieseler, po raz pierwszy występujące w serji samolotów. Jednakże, jak już o tem wspomniano przy opisie tego samolotu, nie dały one wyników usprawiedliwiających tak złożoną konstrukcję, bo w próbie szybkości minimalnej



Rys. 35. Samolot PZL—26 złożony; widok z przodu.



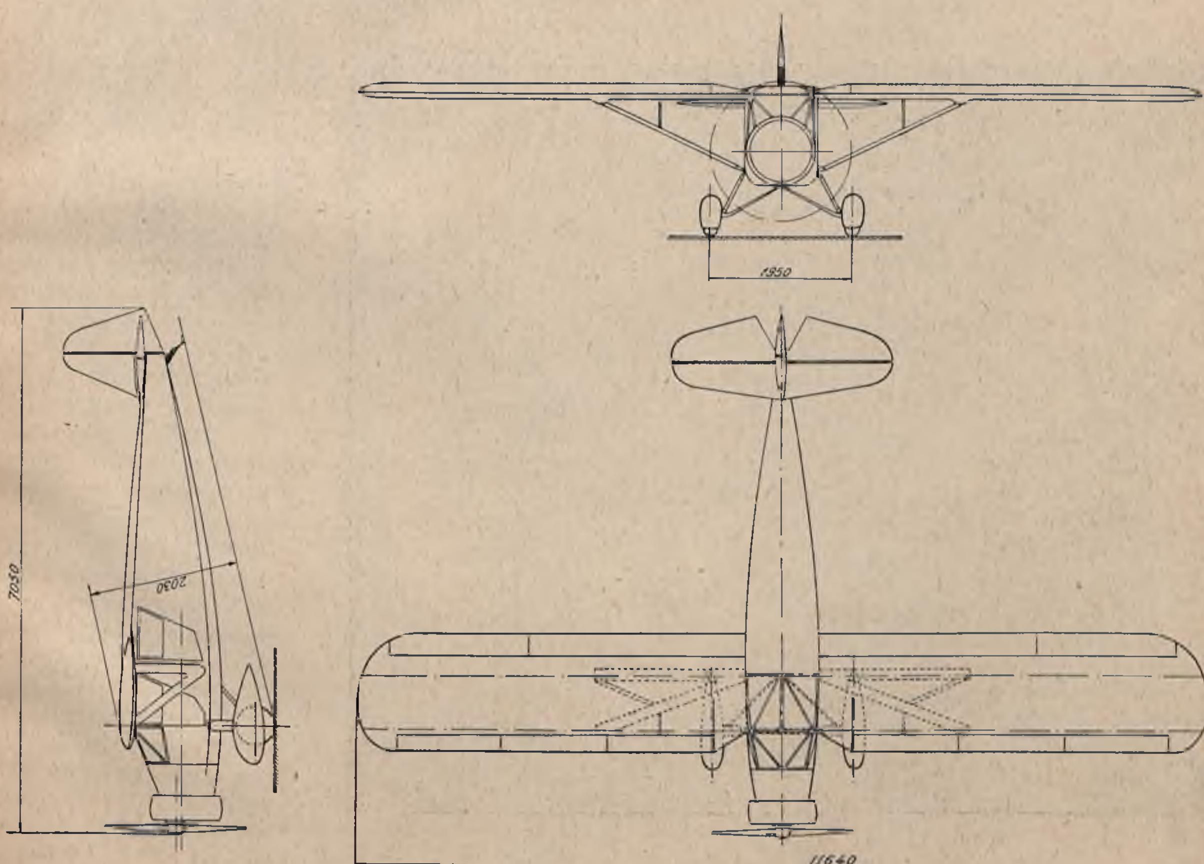
Rys. 36 Samolot PZL—26 złożony. Widok z boku.

Fieselery znalazły się ze trzema typami samolotów posiadających tylko sloty i klapy: RWD—9, Aero i Klemm.

Drugiem nowem na gruncie europejskim urządzeniem o tym samym celu były klapy-krokodyle na PZL—26. Biorąc pod uwagę, że nie była dla nich wykorzystana cała rozpiętość skrzydeł, a tylko jej część wewnętrzna między lotkami a kadłbuem w przeciwstawieniu do Fieselerów i Messerschmidtów, które miały zmienną powierzchnię wzgl. klapy na całej rozpiętości — należy stwierdzić, że spełniły one swe zadanie. Szczeliny Mazziniego zastosowane we włoskich Bredach nie dały żadnego wyniku; nie wiadomo wprawdzie czy były otwierane choćby tylko na czas próby szybkości minimalnej. Zresztą samoloty włoskie obu typów Breda wyróżniały się od wszystkich pozostałych brakiem slotów, a samoloty typu PS—1 — brakiem klap, wszystkie zaś razem — szybkością minimalną powyżej 75 km/godz.

Dla uzyskania największej szybkości maksymalnej korzystano ze znanych już od dawna dróg: zwiększanie mocy silnika i zmniejszanie oporów płatowca.

Wzrost mocy silników, biorących udział w Challenge'u 1934 mógłby się wydawać nadmiernym na pierwszy rzut oka, jednakże dla samolotów czteroosobowych moc 240—280 KM daje w rezultacie te same 60—70 KM na osobę co silnik o mocy 120—140 KM w zwykłym dwuosobowym samolocie turystycznym. Małe obciążenie na KM widoczne na załączonej tablicy, wynikało z b. niskiego ciężaru własnego samolotów, co pozwoli na wydatne zmniejszenie mocy silnika na tych samolotach, jeśli będą przeznaczone do normalnego użytku.



Rys. 37. Samolot RWD—9 w trzech rzutach.



Rys. 38. Samolot RWD—9 z silnikiem Skoda.



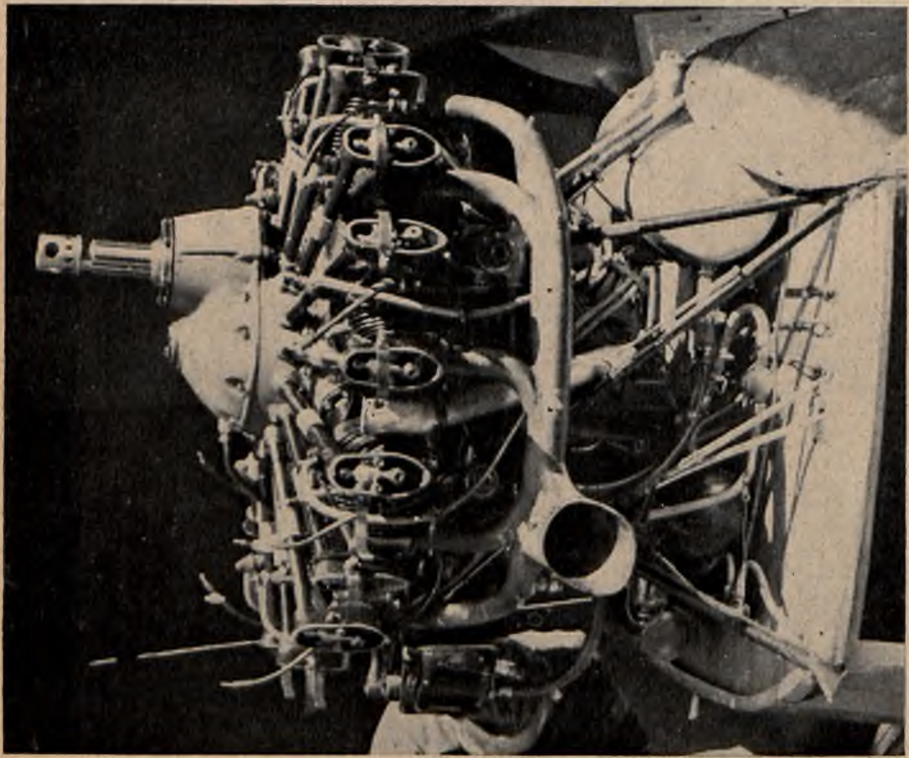
Rys. 40. Deska z przyrządami pokładowemi samolotu RWD—9.



Rys. 39. Samolot RWD—9 z silnikiem Skoda.



Rys. 42. Samolot Puss- Moth.



Rys. 41. Łoże silnika Skoda na samolocie RWD—9.

W dążeniu do uzyskania największej szybkości maksymalnej atakowano głównie dwa punkty; połączenie skrzydeł z kadłubem oraz podwozie. W przenikaniu skrzydeł z kadłubem widoczna była cała skala: od łagodnego, wprost niewidocznego przechodzenia w kadłub u Messerschmidta, przez b. proste, odbywające się bez zmiany stałej cięciwy skrzydła w czeskiej Aero, do wydatnego zwężania skrzydła przy kadłubie w Bredach.

W konstrukcji podwozi również widoczna była wielka różnorodność: pierwsze miejsce pod względem nowoczesności zajmowały podwozia chowane Messerschmidtów i włoskich PS—1, dalej szły: podwozia wolnonośne PZL—26 i jednego z

Klemmów (Nr. 25 pilot Kreuger), podwozia półwolnonośne (jedna goleń podparta zastrzałami) u Fieselerów; podwozia usztywnione ścięgnami na boki u czeskich Aero i włoskich Bred; podwozia usztywnione ścięgnami do przodu i tyłu u Klemmów i wreszcie zwykłe podwozia trójgoleniowe u RWD—9 i Puss-Moth'a. Oczywistem jest, że wszystkie samoloty posiadały hamulce na kołach.

Również wszystkie samoloty bez wyjątku posiadały śmigła metalowe (duralowe lub elektronowe) o skoku nastawianym na ziemi.

Na specjalną uwagę zasługuje coraz częstszy powrót do ścięgien, zamiast stosowania prętów sztywnych przy skrzydłach i podwoziach. Zjawisko to jest zresztą widoczne nietylko w samolotach turystycznych Challenge'owych, ale znacznie wcześniej zaczęło występować w bardzo szybkich samolotach europejskich i amerykańskich (jak np. wodnosamoloty z zawodów o puhar Schneider'a, nowe samoloty wojskowe amerykańskie: Curtiss, Douglas i t. d.).

Wyliczmy jeszcze specjalnie ciekawe a nowe konstrukcje, które były zastosowane na tegorocznych samolotach:

spawana konstrukcja skrzydła,
skrzydło o zmiennej powierzchni,
krokodyle,
lotki listwowe,
podwozia wolnonośne,
podwozia chowane.

Już z tego krótkiego przeglądu samolotów widoczne są wielkie korzyści, jakie przyniosły tegoroczne zawody techniczne lotniczej przez to, że dały podnietę do wykonania i okazję do wypróbowania tylu doniosłych nowości technicznych, nam zaś w szczególności przez to, że stały się egzaminem dla naszych konstrukcji płatowcowych i upragnionego polskiego silnika lotniczego.

Bibljografja.*)

1. LOTNICTWO A PRZYSZŁA WOJNA — Bukareszt 1933 r. — autor kpt. armji rumuńskiej Dragan Jan.

Jest to pierwsza książka rumuńska o lotnictwie, ujmująca całość zagadnienia, wyszczególnionego w tytule. Jak to w swej przedmowie oświadcza autor — daje on przedewszystkiem do rąk swych kolegów, którzy zostaną powołani na kurs dowódców eskadr. Ponadto książka ta może przynieść korzyść oficerom kursu unifikacyjnego przed awansem na majora, kandydatom do Wyższej Szkoły Wojennej, — wreszcie tym wszystkim oficerom, którzy zajmują się zagadnieniami „powietrznemi". Pracę swą podzielił kpt. Dragan na cztery części, podając we wstępie genezę i charakterystykę rozwoju lotnictwa jako broni.

W części pierwszej, zatytułowanej: Rozwój lotnictwa z punktu widzenia osiągniętych właściwości praktycznych, wspólnych wszystkim flotom powietrznym, autor przedstawia kolejne fazy rozwoju, przez jakie przeszło lotnictwo wojskowe, zanim stanęło na obecnym poziomie. Omawia więc czynnik szybkości, promień działania, uzbrojenie, tonaż i sposoby oraz przyrządy, które wpłynęły na udoskonalenie lotów, przepowiadając autożyrowi zastosowanie w przyszłej wojnie jako aparatu łącznikowego między dowództwem a oddziałami, oraz wykorzystanie spadochronu do zrzucenia oddziałom odciętym względnie walczącym w terenie trudno dostępnym (np. góry) worków z amunicją i żywnością.

W części drugiej, zatytułowanej: Wpływ rozwoju lotnictwa na działania naziemne w przyszłości, kpt. Dragan analizuje:

— możliwości pracy lotnictwa w okresie mobilizacji, w walkach osłonowych i na rzecz koncentracji własnych wielkich jednostek, podkreślając szczególnie ważność zadań, jakie będzie miało do wykonania lotnictwo w okresie rozwinięcia strategicznego sił, oraz
— siły i pracę lotnictwa w okresie bitwy, podnosząc pomoc, jakiej udzieli lotnictwo walczącym na ziemi, może się zaznaczyć setki kilometrów wgłąb na obszarze przeciwnika (bombardowanie).

Część trzecia omawianej pracy (Rozwój lotnictwa morskiego i jego użycie w przyszłości) zawiera przykłady działań morskich (m. in. Dardanele) i rzecznych (działanie rumuńskiej marynarki wojennej na Dunaju na rzecz wojska lądowego), na których autor wykazuje ważność roli lotnictwa (i hydroawjacji) w obronie wybrzeży morskich i przy przekraczaniu szerokich przeszkód wodnych.

W części czwartej autor omawia różne doktryny użycia lotnictwa, poświęcając osobny rozdział lotnictwu sowieckiemu.

Pracę swą zamyka kpt. Dragan syntetycznem przedstawieniem czytelnikowi postępu rozwoju lotnictwa i użycia go do współpracy z wojskiem lądowem i marynarką wojenną w przyszłych działaniach na lądzie i wodzie, oraz samodzielnie przeciw lotnictwu nieprzyjaciela, dla stoczenia zwycięskiej walki o swobodę działania w powietrzu i zapewnienie sobie tem samem przewagi nad przeciwnikiem.

Książka kpt. pil. Dragana zapełnia pewnego rodzaju lukę w wojskowej literaturze rumuńskiej, gdyż — poza niewielu artykułami, ogłoszonemi w różnych przeglądach a omawiającemi fragmentarycznie zagadnienia lotnicze, literatura ta nie miała pracy, ujmującej — w sposób przystępny i naukowy — całość zagadnienia.

2. TAKTYKA AERONAUTYKI — autorzy wojska rumuńskiego kpt. komandor Vasiliu Gh. i kapitan Selescu V.

Materjał rozbili autorzy na dwie części: teoretyczną i aplikacyjną.

*) Sprawozdanie niniejsze zostało umieszczone w „Wiadomościach" ze względów technicznych.

Część pierwsza odzwieciadla zasady taktyki aeronautyki, zawarte w obowiązujących rumuńskich regulaminach aeronautyki (jest ich aż dziewięć), oraz poglądy odnoszące się do użycia lotnictwa, a wygłoszone w francuskiej Wyższej Szkole Wojennej w 1932 r. W szczególności w tej części swej pracy omawiają autorzy użycie lotnictwa informacyjnego i bojowego[1]) oraz obronę przeciwlotniczą. Przedstawiwszy rozwój lotnictwa w ciągu ubiegłych 20 lat oraz urządzenia lotniczo-terenowe (lotniska, lądowiska, personel i materjał), autorzy szczegółowo zapoznają czytelników z zasadami organizacji jednostek lotniczych. Organizacja ta wygląda następująco:

a) Eskadra (eskadrila), będąca jednostką niepodzielną, składa się z biura informacyjnego, plutonu aero-foto, 10—20 samolotów (z czego $^2/_3$ do użycia), oraz z odpowiedniego taboru.

b) Dywizjon (grupul) składa się z drużyny dowódcy, 2—4 eskadr jednakowego rodzaju, plutonu aero-foto i parku.

c) Flotylla składa się z drużyny dowódcy, zmiennej ilości dywizjonów i plutonu meteorologicznego.

d) W skład brygady (eskadra) lotniczej wchodzą bądź jednakowe, bądź też mieszane flotylle.

e) Dywizja lotnicza stanowi jednostkę pokojową.

Aeronautyka informacyjna posiada środki lotnicze i balonowe. Do jej zadań należy: rozpoznanie dalekie i obserwacja pola walki. Lotnictwo dalekiego rozpoznania działa bądź przez zaskoczenie (pojedyńczemi samolotami; autorzy oświadczają się za tym właśnie sposobem działania), bądź siłą.

Omówiwszy rolę lotnictwa rozpoznawczego w poszczególnych fazach walki, autorzy charakaeryzują pracę lotnictwa obserwacyjnego tak na rzecz dowództw, jak i na korzyść artylerji i piechoty. Przewiduje się następujące wyposażenie wielkich jednostek w lotnictwo obserwacyjne.

Korpus piechoty może mieć albo jedną, albo też więcej eskadr. W tym ostatnim wypadku dywizje pozbawione są lotnictwa.

Korpus kawalerji, działający w dalekiem rozpoznaniu, powinien mieć eskadrę obserwacyjną i sztafety samolotowe. Działając w związku, korpus kawalerji może być wyposażony w takie samo lotnictwo, jak korpus piechoty.

Dywizja piechoty może mieć albo eskadrę obserwacyjną, albo też otrzymuje tylko loty.

Dywizja kawalerji powinna być wyposażona w eskadrę obserwacyjną i w samoloty łącznikowe.

Scharakteryzowawszy następnie organizację i zadania jednostek balonowych (nie odbiegają od naszych poglądów), autorzy omawiają — łączność lotnika z ziemią i odwrotnie oraz zadania lotnictwa obserwacyjnego na szczeblu dywizji, podkreślając specjalnie rolę samolotów towarzyszących piechoty.

Lotnictwo bojowe autorzy dzielą na: bombardujące (dzienne i nocne) i myśliwskie (dzienne i nocne).

Lotnictwo bombardowania dziennego jest w rozporządzeniu armji (wyjątkowo w dyspozycji korpusu). Działa ono w promieniu od 6—40 względnie 50 km wgłąb od ugrupowania nieprzyjacielskiej piechoty. Za najmniejszą jednostkę taktyczną tego lotnictwa autorzy uważają dywizjon w składzie 3 eskadr.

Lotnictwo bombardowania nocnego działa, wykorzystując wiadomości zebrane przez inne rodzaje lotnictwa, przeciwko objektom, położonym na głębokich tyłach przeciwnika.

Omówiwszy następnie rolę „myśliwców" w wywalczaniu" przewagi powietrznej" w rozdziale końcowym tej części książki autorzy omawiają obronę przeciwlotniczą przy użyciu tak środków czynnych, jak i biernych.

Część druga (aplikacyjna) książki zawiera 5 tematów-zadań dla różnych wielkich jednostek, przepracowanych w rumuńskiej Wyższej Szkole Wojennej w 1932 r. Rozwiązania zadań omawiają nietylko stronę taktyczną, lecz także i sprawy zaopatrzeniowo-materjałowe.

Nie stanowiąc rzeczy nowej, książka ta, dzięki zwięzłemu i jasnemu stylowi, stala się cennym „vademecum" naszych rumuńskich kolegów.

Streścił *Władysław Dec, kpt. dypl.*

[1]) Rumuni inaczej dzielą lotnictwo niż my. Ich lotnictwu informacyjnemu odpowiada nasza nazwa „lotnictwo linjowe". Do lotnictwa bojowego zaliczają lotnictwo myśliwskie i bombardujące.

REDAKTOR: mjr. obs. inż. CZAPLICKI WACŁAW.

4686 *Drukarnia Gospodarcza, Warszawa, Wspólna 54. Tel. 8-84-12.*